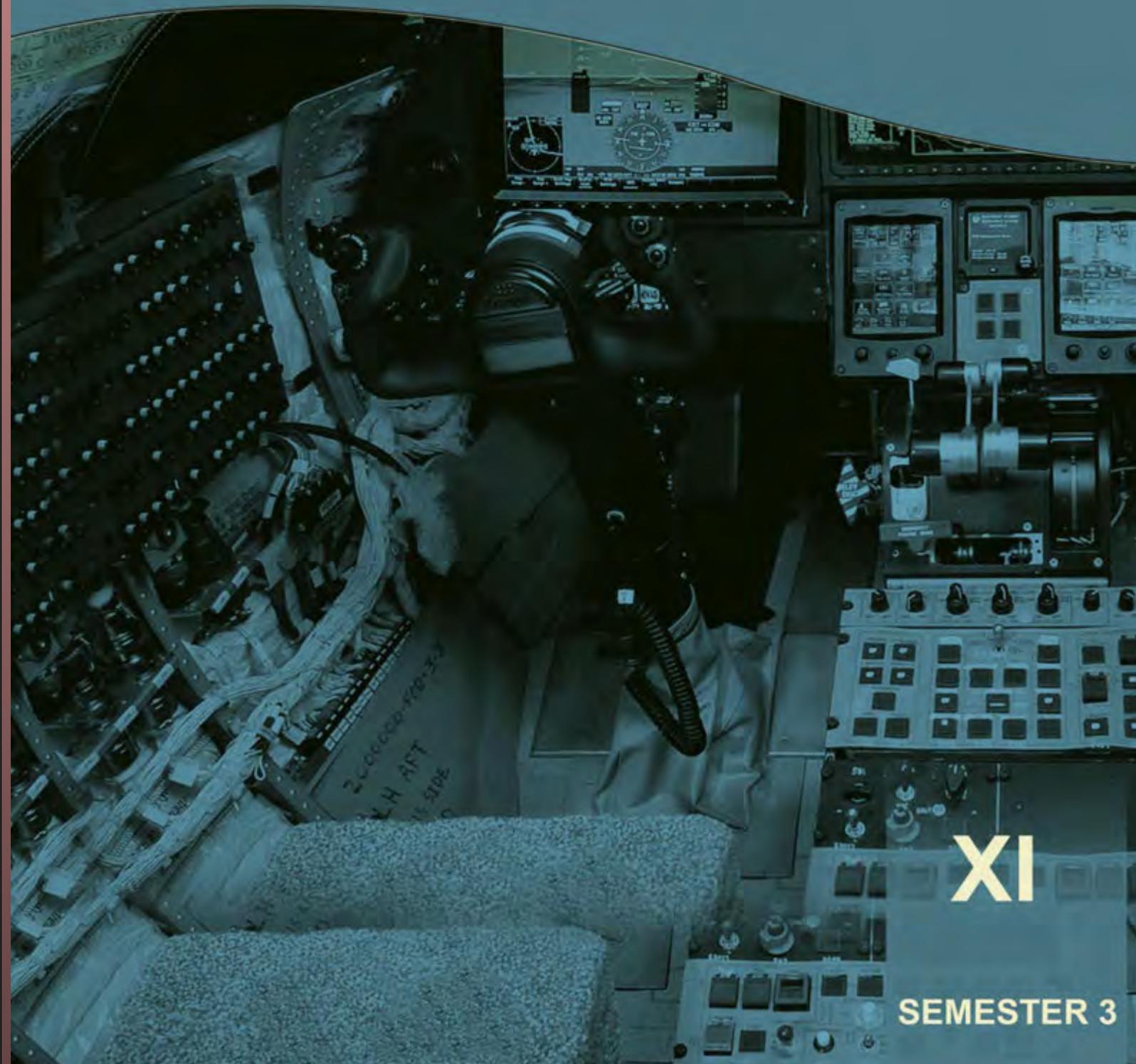
AIRCRAFT INSTRUMENT AND AUTOPILOT

XI

SEMESTER 3

KATA PENGANTAR

Kurikulum 2013 adalah kurikulum berbasis kompetensi. Didalamnya dirumuskan secara terpadu kompetensi sikap, pengetahuan dan keterampilan yang harus dikuasai peserta didik serta rumusan proses pembelajaran dan penilaian yang diperlukan oleh peserta didik untuk mencapai kompetensi yang diinginkan.

Faktor pendukung terhadap keberhasilan Implementasi Kurikulum 2013 adalah ketersediaan Buku Siswa dan Buku Guru, sebagai bahan ajar dan sumber belajar yang ditulis dengan mengacu pada Kurikulum 2013. BukuSiswa ini dirancang dengan menggunakan proses pembelajaran yang sesuai untuk mencapai kompetensi yang telah dirumuskan dan diukur dengan proses penilaian yang sesuai.

Sejalan dengan itu, kompetensi keterampilan yang diharapkan dari seorang lulusan SMK adalah kemampuan pikir dan tindak yang efektif dan kreatif dalam ranah abstrak dan konkret. Kompetensi itu dirancang untuk dicapai melalui proses pembelajaran berbasis penemuan (*discovery learning*) melalui kegiatan-kegiatan berbentuk tugas (*project based learning*), dan penyelesaian masalah (*problem solving based learning*) yang mencakup proses mengamati, menanya, mengumpulkan informasi, mengasosiasi, dan mengomunikasikan. Khusus untuk SMK ditambah dengan kemampuan mencipta .

Sebagaimana lazimnya buku teks pembelajaran yang mengacu pada kurikulum berbasis kompetensi, buku ini memuat rencana pembelajaran berbasis aktivitas. Buku ini memuat urutan pembelajaran yang dinyatakan dalam kegiatan-kegiatan yang harus **dilakukan** peserta didik. Buku ini mengarahkan hal-hal yang harus **dilakukan** peserta didik bersama guru dan teman sekelasnya untuk mencapai kompetensi tertentu; bukan buku yang materinya hanya dibaca, diisi, atau dihafal.

Buku ini merupakan penjabaran hal-hal yang harus dilakukan peserta didik untuk mencapai kompetensi yang diharapkan. Sesuai dengan pendekatan kurikulum 2013, peserta didik diajak berani untuk mencari sumber belajar lain yang tersedia dan terbentang luas di sekitarnya. Buku ini merupakan edisi ke-1. Oleh sebab itu buku ini perlu terus menerus dilakukan perbaikan dan penyempurnaan.

Kritik, saran, dan masukan untuk perbaikan dan penyempurnaan pada edisi berikutnya sangat kami harapkan; sekaligus, akan terus memperkaya kualitas penyajian buku ajar ini. Atas kontribusi itu, kami ucapkan terima kasih. Tak lupa kami mengucapkan terima kasih kepada kontributor naskah, editor isi, dan editor bahasa atas kerjasamanya. Mudah-mudahan, kita dapat memberikan yang terbaik bagi kemajuan dunia pendidikan menengah kejuruan dalam rangka mempersiapkan generasi seratus tahun Indonesia Merdeka (2045).

Jakarta, Januari 2014
Direktur Pembinaan SMK
Drs. M. Mustaghfirin Amin, MBA

Deskripsi

P

embelajaran Aircraft instrument & autopilot, merupakan pembelajaran teori dan praktik Keahlian Pemeliharaan dan Perbaikan Elektronika Instrument Pesawat Udara yang meliputi materi prinsip dasar instrumen, klasifikasi instrument, pengukuran, kerja gyroscopic dan autopilot

Pada pembelajaran Aircraft instrument & autopilot ini, siswa harus dapat menerapkan materi yang telah dipelajari sebelumnya, yaitu: Gambar Teknik, Basic skill dan Basic Aircraft Technology and Knowledge.

Tujuan Pembelajaran

1)Menguasai prinsip dasar instrumen pesawatt udara

2)Menguasai cara kerja instrumen pesawat udara

3)Menguasai prinsip pengukuran suhu

4)Menguasai prinsip pengukuran kualitas/ volume

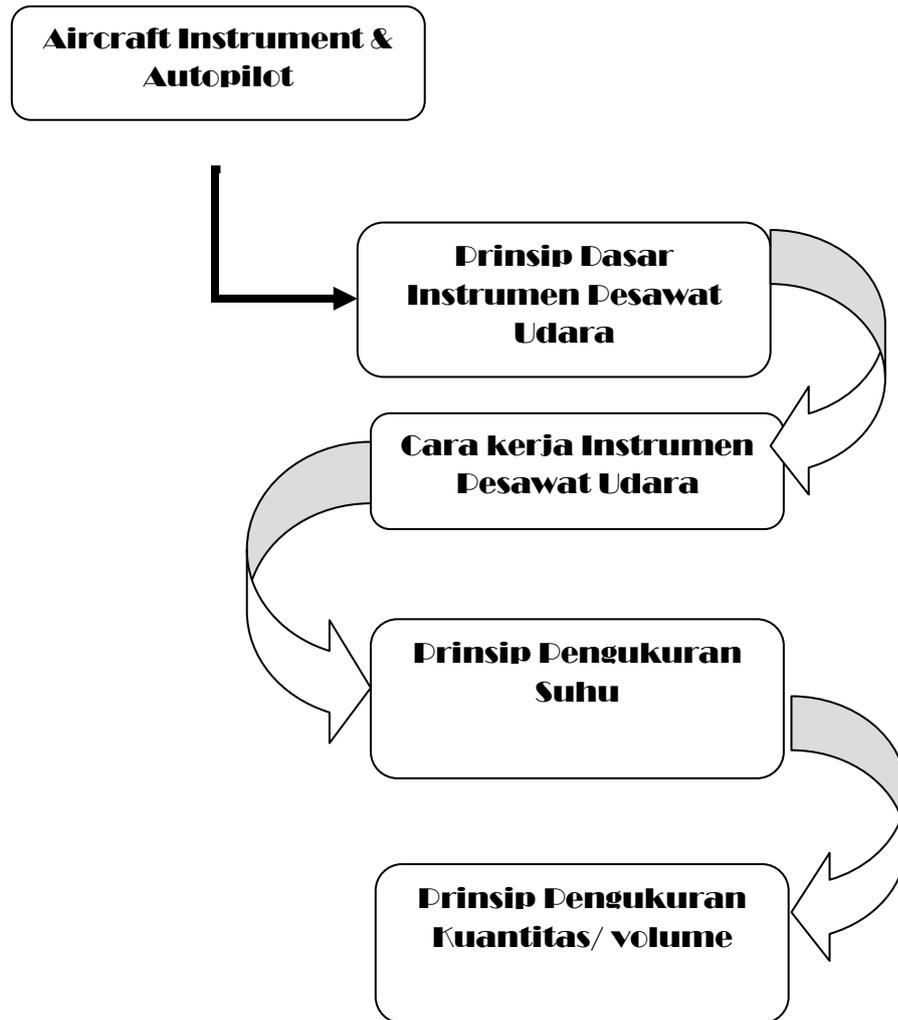
Peta Konsep

Aircraft Instrument & Autopilot

Prinsip Dasar Instrumen Pesawat Udara

Cara kerja Instrumen Pesawat Udara

Prinsip Pengukuran Suhu

Prinsip Pengukuran Kuantitas/ volume

Uraian Materi

DASAR INSTRUMEN PESAWAT UDARA

A.Persyarata Instrumen Pesawat Udara

Instrumen-instrumen yang dipergunakan di pesawat haruslah alat-alat yang bermutu tinggi, karena keselamatan penerbang, awak pesawat (*air crew*), penumpang dan pesawatnya sendiri, seluruhnya tergantung pada ketelitian (*accuracy*), dan fungsi yang tepat pada beberapa persyaratan yang minimum harus dipenuhi oleh sebuah instrumen pesawat terbang.

SYARAT SYARAT INSTRUMEN

a. Instrumen harus tahan getaran yang terus menerus selama *engine* berputar
b. harus tahan kejutan yang hebat waktu mendarat dan ketika taxying di darat.
c. Penunjukan jarum penunjuk (pointer) harus tetap/tepat, wulau bagaimanapun posisi pesawat dan tahan terhadap pengurangan tekanan karena perubahan tinggi.
d. Harus ringan, tahan karatan (anti corosion) dan komponen-komponennya harus seimbang (balance).

e. Penunjukan pada skala harus terang sehingga dapat dilihat dengan jelas baik siang, malam maupun pada waktu udara buruk/berkabut.
f. Instrumen harus mudah dipasang, dilepas, di stel (adjustment) dan ukuran instrumen harus standar.

Meskipun tiap-tiap instrumen memberikan penunjukan yang teliti bagi penerbang ini tidak berdiri sendiri; ada hubungan antara berbagai pembacaan instrumen ini memungkinkan mengemudikan pesawat dengan aman pada waktu blind flying atau dalam keadaan penglihatan (visibility) yang buruk.

B.Klasifikasi Instrumen

Sebagian besar instrumen-instrumen yang kita dapati di cockpit dari suatu pesawat umumnya dapat dibagi atas 4 golongan:

1. Instrumen-instrumen yang dipergunakan oleh penerbang untuk mengemudikan pesawat.
2. Instrumen-instrumen yang dipakai untuk mengontrol navigasi.
3. Instrumen-instrumen yang dipakai untuk mengetahui keadaan motor.
4. Instrumen-instrumen yang dipakai untuk mengetahui perlengkapan-perlengkapan lain.

Dari pembagian di atas, maka klasifikasi instrumen dapat lebih disederhanakan sebagai berikut

a. Flight instruments (instrumen terbang).

b. Engine / Power plant (instrumen motor).

c. Navigation instruments (instrumen navigasi).

d. Auxiliary instruments (instrumen tambahan).

a. Instrumen-instrumen yang termasuk "Flight Instruments" adalah
   1) Air speed indicator
   2) Altimeter.
   3) Vertical speed indicator.
   4) Turn and Bank Indicator
   5) Artificial horizon.

b. Instrumen-instrumen yang termasuk "Engine instruments" adalah

   1) Tachometer atau Engine speed indicator (pengukur putaran crank shaft)
   2) Oil pressure indicator (pengukur tekanan oli).
   3) Oil temperature indicator (pengukur suhu oli).
   4) Cylinder-head temperatur (pengukur suhu kepala silinder).
   5) Jet-pipe temperature indicator atau exhoust gas temperatur (pengukur suhu pipa buang jet).
   6) Fuel pressure indicator (pengukur tekanan bahan bakar).

7) Fuel-quantity indicator atau fuel gauge (pengukur isi bahan bakar).

8) Fuel-flow indicator (pengukur aliran bahan bakar).

9) Manifold pressure gauge (pengukur tekanan manifold)khusus untuk supercharged engine.

10) Turbine inlet temperature indicator.

11) Carburator-intake air temperature indicator.

12) Torque indicator untuk turbo propeller engine.

13) Thrust indicator.untuk turbo jet engine.

c. lnstrumen-instrumen yang termasuk "Navigation instruments" adalah

1)Magnetic compass.

2)Direction gyroscopic indicator.

3)Remote indicating compass.

4)Radio magnetic indicator (R.M.I.)

5)Course indicator.

6)Drift meter.

7)Outside air temperature indicator.

8)Clock.

d. Instrumen-instrumen yang termasuk "Auxiliary instruments" adalah :

1) Landing gear position indicator.
2) Flap position indicator.
3) Accelerometers ("G" meters).
4) Fatigue meters.
5) Cabin pressure indicator.
6) Cabin temperature indicator.
7) Hydraulic pressure indicator.
8) Suction gauge.
9) Angle of attack indicator.
10) Anti icing temperatur indicator.

Menurut cara kerjanya instrumen dapat dibagi menjadi

a. Gyroscopic instrument.

b. Electrical instrument

c. Mechanical instrument.

a. Gyroscopic instrument

1) Turn and Bank indicator
2) Gyro horizon indikator
3) Directional gyro indicator.
4) Auto pilot.

b. Electrical instrument:

1) Cylinder head temperature.`
2) Turbin engine exhaust gas.
3) Ampere meter.
4) Volt meter.

c. Mechanical Instrument

1) Altimeter.
2) Airspeed indicator
3) Vertical speed indicator.
4) Pressure gauge.
5) Suction gauge.

C.Prinsip Dasar Pengukuran Ketinggian (Altitude)

Sifat-sifat dari atmosfir bumi.

Atmosfir bumi bagaikan selimut yang berlapis-lapis tebalnya

menyelimuti bumi. Tebal seluruh lapisan-lapisan selimut ini belum diketahui dengan pasti, ada yang berpendapat 500 nautical mile, ada yang mengatakan kurang lebih 700 nautical mile.

Berapa sebenarnya tinggi batas atmosfir kita, tidaklah begitu penting bagi kita; yang penting ialah bahwa seperti selimut udara

mempunyai masa dan dengan begitu.udarapun mempunyai berat. Sedangkan udara itu sendiri terdiri dari campuran beberapa jenis gas yaitu 75,3% Nitrogen, 23,15% Oxigen dan sisanya gas-gas lainnya.

Dengan demikian lapisan udara yang terbawah akan memikul beban

berat dari lapisan yang di atasnya atau dengan perkataan lain lapisan yang di atas akan membebani atau menekan lapisan yang dibawahnya dengan beratnya. Dengan demikian tekanan paling berat atau paling besar adalah pada lapisan yang terbawah, sedang makin ke atas akan makin berkurang besarnya tekanan. Dan hal ini mengakibatkan bahwa udara lapisan bawah akan teramat padat, dan makin ke atas kepadatar. (density) udara akan makin berkurang. Kedua hal tersebut tadi, tekanan dan kepadatan adalah penting dalam dunia penerbangan.

Di atas telah disinggung bahwa makin tinggi kita berada, akan makin berkurang tekanan dan kepadatan udara, dan inilah salah satu faktor yang menyebabkan atmosfir kita terbagi dalam beberapa lapisan dan masing-masing lapisan mempunyai ciri-ciri khas tersendiri.

Lapisan-lapisan tersebut adalah troposphere, stratosphere, mesosphere, thermosphere, ozonosphere, ionosphere dan exosphere.

Troposphere ialah lapisan yang terbawah dan dimana manusia hidup. Tropos adalah kata asal Yunani yang artinya terbalik dan troposphere sesuai dengan namanya karena udara di troposphere selalu berubah-ubah dan gejala tersebut dinamakan cuaca.

Ciri utama dari lapisan troposphere adalah berkurangnya suhu

dengan makin bertambahnya ketinggian yaitu tiap naik 1000 feet temperature turun 1,98°C. (di daerah tropis 2°C per 1000 feet) gejala tersebut di atas dinamakan "temperature lapse rate".

Troposphere dapat mencapai 50.000 kaki, tetapi di daerah kutub hanya aencapai 28.000 kaki dan berat dari lapisan troposphere adalah 75% dari seluruh berat atmosfir.

Lapisan berikutnya- adalah lapisan stratosphere; diantara lapisan stratosiOhere terdapat lapisan tropopause sebagai lapisan batas. Mulai dari tropopause kinaga + 20. n.m. di atas tropopause suhu adalah tetap yaitu - 56,5°C dan kemudian naik lagi hingga mencapai suhu tertinggi di stratosphere ialah + 10°C pada ketinggian ± 35. n.m.

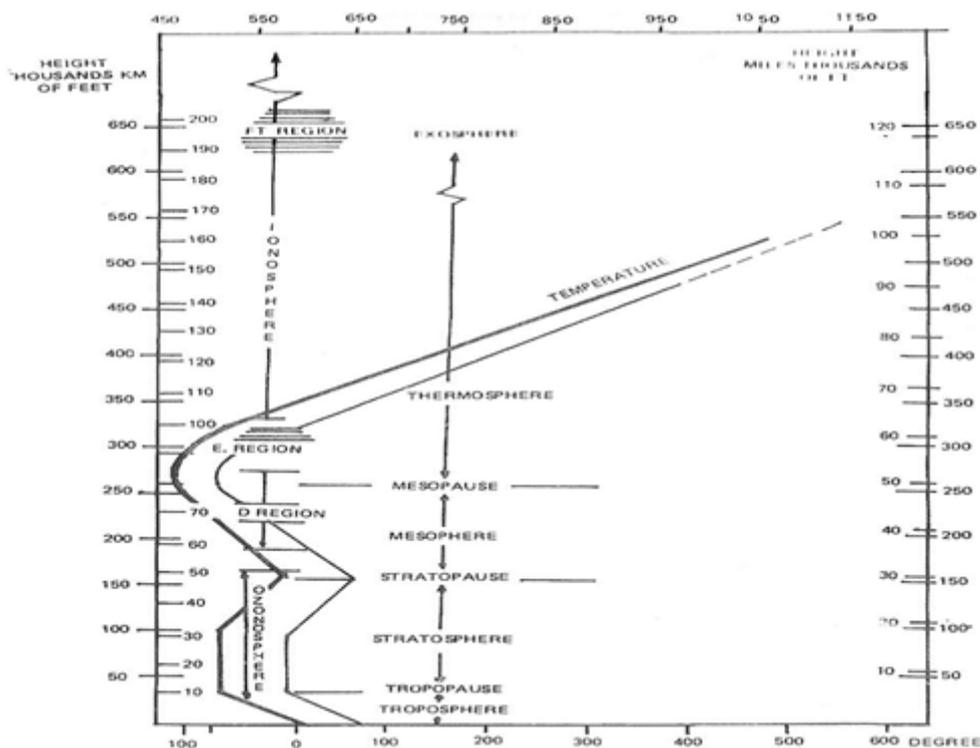
Lapisan di atas stratosphere dinamakan mesosphere, diantara stratosphere dan mesosphere terdapat lapisan batas yaitu stratopause. Lapisan meson ?here merupakan lapisan tengah atmosfir. Di sini suhu turun lagi dengan bertambahnya ketinggian. Penurunan suhu mencapai - 75°C, lapisan mesosphere iibatasi oleh mesopause.

Lapisan berikutnya adalah thermosphere atau. "lapisan panas" karena di iWam lapisan ini suhu bertambah tinggi dengan

bertambahnya ketinggian dan lapisan terluar dari atmosfir adalah exosphere.

Lapisan-lapisan atmosfir bisa dilihat pada Gambar 1. Tekanan, Atmosfir dan Standar Atmosfir.

TEKANAN ATMOSFIR

Kita berada dilapisan atmosfir yang terbawah dan andaikata kita meaimbang berat sekolom udara dengan penampang satu inci persegi seperti terlihat pada gambar 2, maka akan mendapatkan angka kira-kira 14,7 lbs (*sea* - level pressure), yaitu 14,7 psi (pounds per square inch) dan bila kita masukkan air raksa (mercury/Hg) seberat 14,7 lbs kedalam tabung dengan penampang satu inci persegi maka air raksa tersebut (By. Hg =13,6) akan mencapai ketinggian 29,92 inci atau 76 cm, seperti terlihat pada gambar 3. Dari sinilah didapatkan satuan tekanan dengan menggunakan tinggi air raksa. Satuan satuan tekanan tersebut yaitu 29,92 in Hg atau 76 cm atau sama dengan 1013,25 ml pada rata-rata permukaan laut. Jadi tekanan atmosfir menggunakan satuan-satuan sebagai berikut : pounds per-square inch, inches of merqury dan millibars.

Gambar 1. Struktur Atmospir

Tekanan udara akan selalu berubah-ubah pada setiap waktu; hal ini mungkin dipengaruhi oleh perubahan suhu ataupun kepadatan (density) udara. Harga, tekanan, suhu dan density yang berubah-ubah tersebut akan mempersukar dalam menghitung ketinggian (altitude), kecepatan di udara (air speed) dan kecepatan perubahan ketinggian (rate of altitude) dari suatu pesawat terbang.

TABEL 1. Tekanan, suhu dan kepadatan di dalam Atmosfir standar

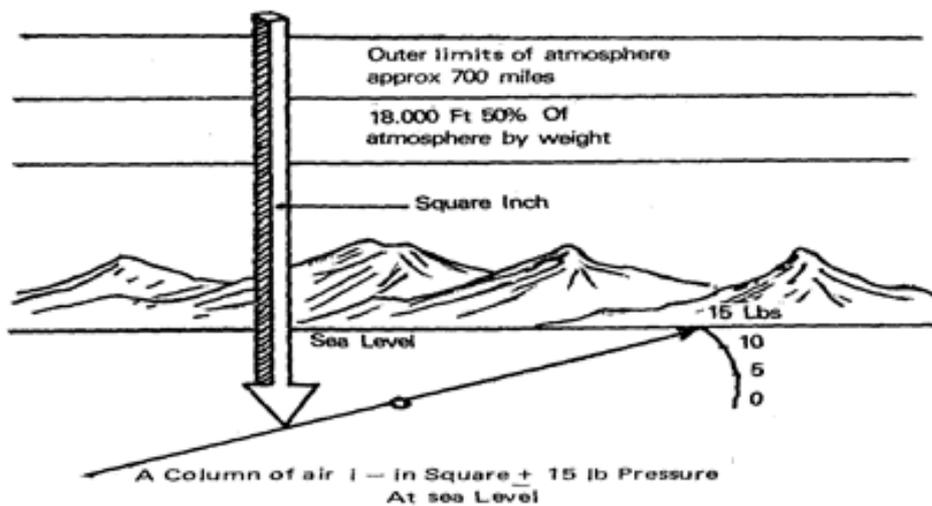
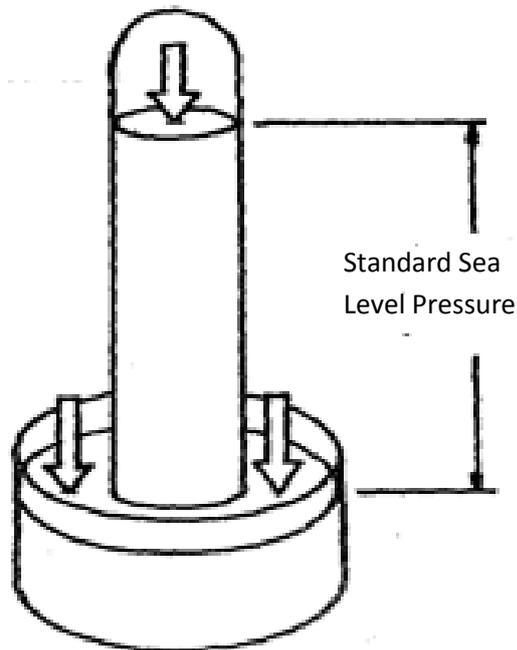
TITUDE EET)	STANDARD PRESSURE (MILLIBARS)	STANDARD PRESSURE (INCHES OF MERCURY)	STANDARD DENSITY (LBS./CU FT)	STANDARD TEMPERA– TURE (°C)	MEAN TEM– PERA- TURE (°C)
a level	1013.2	29.92	0.076	15.0	15.0
1,000	977.2	28.86	0.074	13.0	14.0
2,000	942.1	27.82	0.072	11.00	13.0
3,000	908.1	26.82	0.070	9.1	12.0
4,000	875.1	25.84	0.068	7.1	11.0
5,000	843.1	24.90	0.066	5.1	10.0
6,000	812.0	23.98	0.064	3.1	9.0
7,000	781.8	23.09	0.062	1.1	8.0
8,000	752.6	22.22	0.060	– 0.8	7.0
9,000	724.3	21.39	0.058	– 2.8	6.0
10,000	696.8	20.58	0.056	– 4.8	5.0
11,000	670.2	19.79	0.055	– 6.8	4.0
12,000	644.4	19.03	0.053	– 8.8	2.9
13,000	619.4	18.29	0.051	– 10.8	1.9
14,000	595.2	17.58	0.050	– 12.7	0.9
15,000	571.8	16.89	0.048	– 14.7	– 0.1
16,000	549.2	16.22	0.047	– 16.7	– 1.2
17,000	527.2	15.57	0.045	– 18.7	– 2.2
18,000	506.0	14.94	0.044	– 20.7	– 3.2
19,000	485.5	14.34	0.042	– 22.6	– 4.3
20,000	465.6	13.75	0.041	– 24.6	– 5.3
22,000	427,9	12.64	0.035	– 28.6	– 7.4
24,000	392.7	11.60	0.035	– 32.5	– 9.5
26,000	359.9	10.63	0.033	– 36.5	– 11.6
28,000	329.3	9.72	0.031	– 40.5	– 13.7
30,000	300.9	8.89	0.029	– 44.4	– 15.9
32,000	274.5	8.11	0.027	– 48.4	– 18.0
34,000	250,0	7.38	0.025	– 52.4	– 20.2
36,000	227.3	6.71	0.023	– 56.3	– 22.3
38,000	206.5	6.10	0.021	– 56.5	– 24.3
40,000	187.5	5.54	0.019	– 56.5	– 26.0
42,000	170.4	5.04	0.017	– 56.5	– 27.6
44,000	154.7	4.57	0.016	– 56.5	– 29.0
46,000	140.6	4.15	0.014	– 56.5	– 30.2
48,000	127.7	3.77	0.013	– 56.5	– 31.4
50,000	116.0	3.42	0.012	– 56.5	– 32.4
52,000	105.3	3.11	0.011	– 56.5	– 33.3
54,000	95.7	2.83	0.010	– 56.5	– 34.2
56,000	86.9	2.57	0.009	– 56.5	– 35.0
58,000	79.0	2.33	0.008	– 56.5	– 35.8
60,000	71.9	2.12	0.007	– 56.5	– 36.4

Untuk mengatasi persoalan ini maka oleh I.C.A.N. (International Commission for Aerial Navigation) dibuatlah suatu standar atmosfir atau dikenal dengan I.C.A.N atmosfir

I.C.A.N atmosfir sebagai berikut;

a) Tekanan atmosfir rata-rata pada permukaan laut sama dengan 1013,25 m.h. atau 29.921 in. Hg.

b), Suhu rata-rata pada permukaan laut + 15°C (59°F).

c) Suhu udara berkurang 1,98°C tiap naik 1000 feet, dari + 15°C (sea level) sampai - 56,5°C (69,7°F) pada ketinggian 36.089 feet. Di atas ketinggian tersebut suhu tetap (- 56,5°C).

Gambar 2. SEALEVEL

Gambar 3. Tekanan Absolut dalam InHg

D.Pengukuran Tekanan

Instrumen motor (engine instrumen) adalah salah satu bagian (group) dari instrumen pesawat terbang yang sangat penting dalam operasi suatu engine. Instrumen motor ini dimaksudkan agar supaya pilot ataupun engineer mendapatkan indikasi mengenai operasi dari engine dan sistemnya dalam keadaan normal atau tidak, sehingga keawetan motor (engine life) dan keselamatan penerbangan lebih terjamin.

Dalam berbagai macam sistem yang berhubungan dengan pesawat terbang maupun operasi suatu engine, banyak digunakan cairan-cairan (Liquids) dan gas yang bertekanan. Dengan demikian maka

diperlukan alat penunjuk tekanan agar supaya dapat diketahui perubahan-perubahann yang terjadi pada masing-masing sistem.

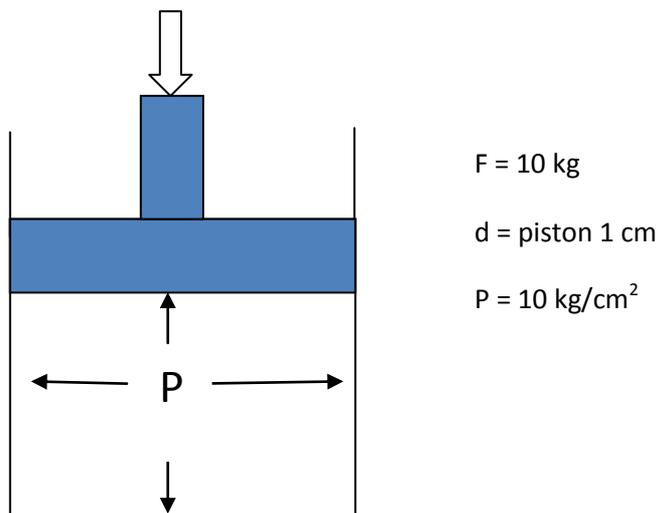
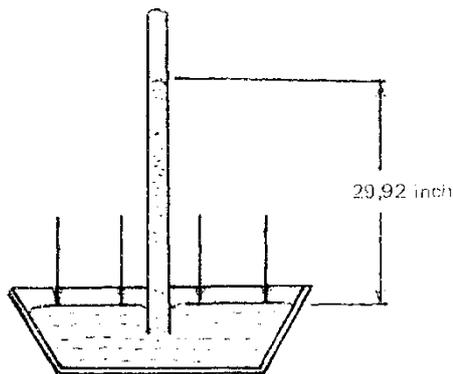
Sebelum kita melanjutkan pada sistem maupun indikatornya, maka perlu kiranya diketahui apa yang dimaksud dengan tekanan.

TEKANAN (pressure) jumlah gaya yang terjadi per satuan penampang, sebagai contoh, apabila kita memberikan gaya sebesar 10 kg pada suatu piston dengan luas penampang 1 cm persegi di dalam silinder yang berisi air, maka pada air tersebut terdapat tekanan sebesar 10 kg/cm2, (gambar 4). Satuan tekanan yang dipergunakan adalah kg/cm2,

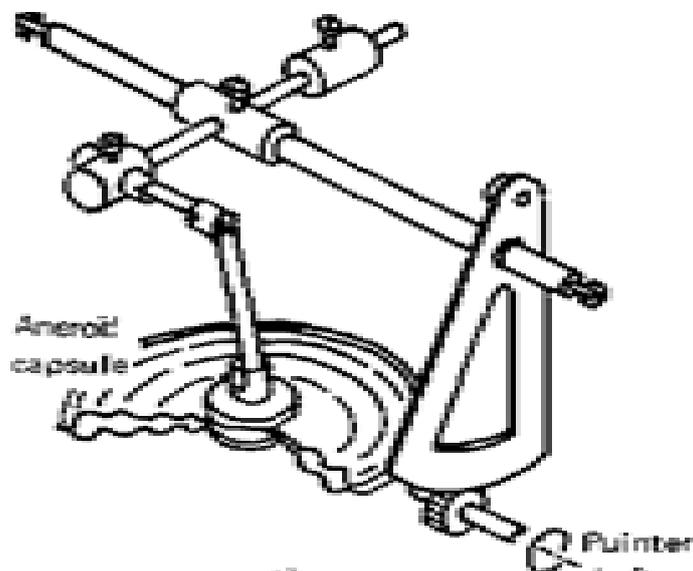
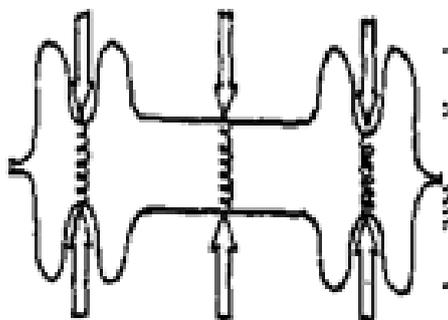
p.s i. (pounds per square inch) dan inch Hg (inch of Mercury). Atmosfir burni yang terdiri dari lapisan udara mempunyai tekanan pada permukaan laut (sea level) sebesar 29,92 inch Hg atau sama dengan 11,7 psi atau lkg/cm2. Tekanan udara pada sea level ini merupakan standar tekanan atmosfir dan dipakai sebagai referensi untuk menentukan jenis-jenis tekanan, seperti tekanan absolut (absolute pressure), gage pressure (tekanan ga ge) dan differential pressure.

a. Tekanan Absolut (Absolut Pressure).

Tekanan absolut adalah besarnya tekanan yang pengukurannya dimulai dari nol (dalam keadaan vacum). Pengukuran tekanan absolut ini dapal mempergunakan barometer mercury ataupun aneroid barometer. Barometer mercury (gambar 2.5) mempergunakan sebuah tabung kaca yang salah satu ujuugnya tertutup rapat dan diisi penuh dengan cairan mercury dan

kemudian ujung yaug terbuka dimasukkan ke dalam gelas yang juga berisi cairan mercury dengan posisi tegak.

Gambar 4. Timbulnya Tekanan Pada zat cair

Gambar 5. Barometer mercury

Cairan mercury dalam tabung kaca akan turun hingga ada ruangan yang hampa pada bagian atas. Dalam keadaan demikian tekanan atmosfir pada permukaan mercury dalam gelas mempertahankan posisi mercury pada tabung kaca dalam keaadaan vacum (hampa) dan dengan demikian terjadi perubahan tinggi permukaan Selisih tinggi permukaan ini apabila diukur pada sea level adalah 29,92 inci dan ini adalah merupakan tekanan udara pada sea level.

Aneroid barometer (gambar 6a) mempergunakan kapsul sebagai sensing element (elemen perasa) seperti pada gambar 6b. Kapsul ini terdiri dari dua buah lempengan corrugated metal yang di 1em menjadi satu dimana ruangan bagian dalam ini dibuat hampa udara (evacuated) dan iii antara kedua lempengan ini dipasangkan spring (per) untuk mengimbangi tekanan atmosfir.

Gambar 6a. Aneroid Barometer

Gambar 6b. Kapsul sebagai sensing element

Ancroid barometer ini bekerja atas dasar perubahan tekanan pada bagian luar dari kapsul, perubahan tekanan pada bagian luar dari kapsul akan menyebabkan pengembangan atau penyusutan kapsul karena adanya aksi dari spring. apabila tekanan diluar kapsul bertambah besar maka capsule ini menyusut hinggaa tekanan di luar tadi sama besar dengan aksi dari pada spring dan demikian jugs sebaliknya apabila tekanan di luar berkurang maka spring akan mendorong kapsul mengembang hingga mendapatkan aksi dari spring dan tekanan di luar kapsul sama besar.

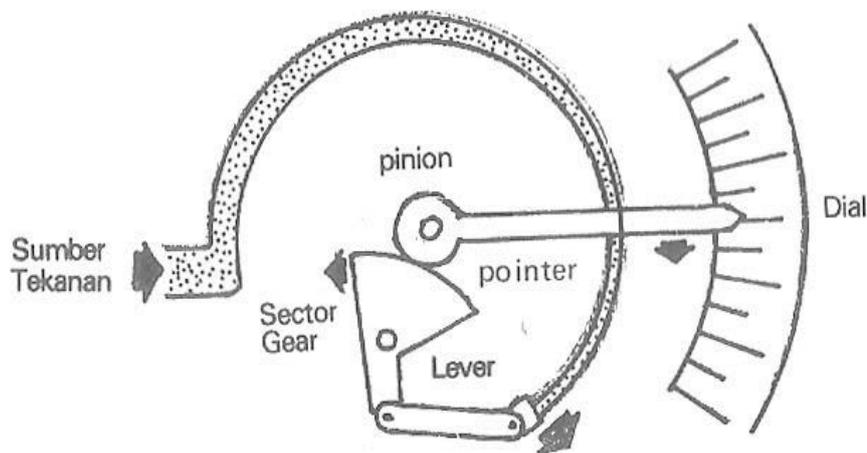
Pergerakan kapsul ini diteruskan melalui lever dan mekanisme gigi yang akhirnya memutarkan pointer untuk memberikan penunjukkan pada dial yang dapat di ka librasikan menjadi psi ataupun inch Hg.

b. Gage Pressure (Tekanan Gage).

Gage pressure adalah besarnya tekanan di atas tekanan standar atmosfir (sebagai titik nol adalah sebesar tekanan atmosfir pada sea level). Sebagai contoh apabila suatu gage pressure indicator menunjukkan tekanan sebesar 10 psi maka ini berarti menunjukkan tekanan 10 psi di atas tekanan standar atmosfir atau dengan kata lain apabila tekanan ini kita ukur dengan absolut pressure indicator akan menunjukkan 10 psi + 14,7 psi atau sama dengan 24,7 psi

Untuk mencegah kekeliruau pembacaan antara tekanan absolut dengan tekanan gage maka biasanya diberikan tanda pada satuan tekanannya tanda yang menunjukkan tekanan absolut ditambahkan huruf 'a' dibelakang satuannya, seperti, 10 psi a (10

psi absolut) dan tanda untuk satuan gage dengan menambahkan huruf 'g' dibelakang satuan tekanannya, seperti, 10 psi g (10 psi gage yang biasanya tidak dicantumkan).

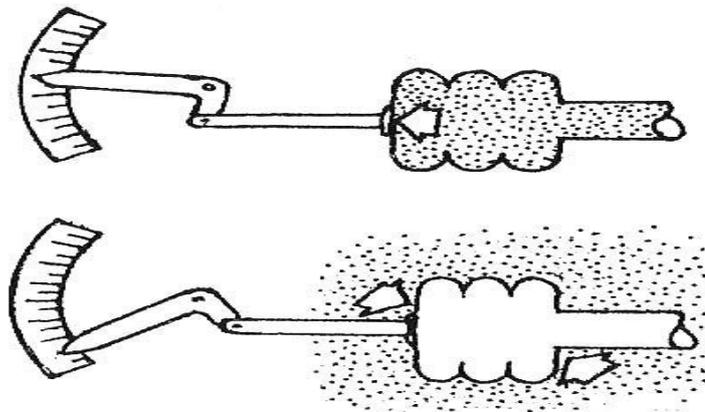
Pada dasarnya tekanan gage diukur dengan jalan memberikan tekauan pada penampang yang sudah ditentukan dan mengukur besarnya gaya yang terjadi, akan tetapi dalam penggunaannya pada instrumen pesawat terbang tekanan yang besar di ukur dengan mempergunakan mekanisme BOURDON TUBE (Tabun Bourdon) seperti pada gambar 7

Gambar 7. Mekanisme bourdon tube

Bourdon tube adalah suatu alat yang terbuat dari metal (logam) yang bagian dalamnya berlobang dan mempunyai penampang oval (ellipticalshape) yang kemudian di bengkokkan hingga berbentuk bulan sabit (cresent moon). Salah satu ujungnya terbuka untuk menghubungkan dengan sumber tekanan dan ujung yang satu lagi tertutup dan dapat bergerak. Ujung yang dapat bergerak ini dihubungkan dengan lever, sector gear dan pointer. Besarnya pergerakan tub (tabung) ini akan menentukan besarnya penunjukan dari tekanan. Tekanan di dalam bourdon tube

berusaha untuk meluruskan bentuknya yang melingkar, pergerakan yang kecil ini diteruskan melalui lever, sector gear dan pinion untuk memutarkan pointer.

Untuk pengukuran tekanan yang relatif rendah dapat dipergunakan capsule atau bellows, seperti dalam gambar 9.

Tekanan yang akan diukur dimasukkan ke dalam bellows dimana salah satu ujungnya bebas bergerak dan ujung lain tidak bergerak (fixed).

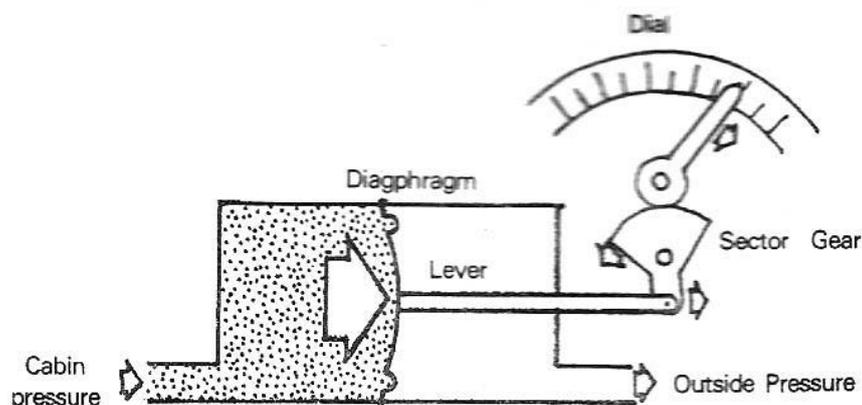
Tekanan yang dimasukkan ke dalam bellows ini akan mengakibatkan pergerak ujung yang bergerak bebas dan selanjutnya diteruskan melalui lever, sector gear dan pinion untuk memutar pointer (gambar 8).

Gambar 8. Pengukur tekanan dengan bellows

c. Differential Pressure.

Differential pressure adalah perbedaan antara dua tekanan. Perbedaan ini perlu diketahui apabila antara kedua tekanan

tersebut saling berkaitan, seperti antara tekanan di dalam dan di luar kabin pesawat. Perbedaan ini dapat diukur dengan mempergunakan bellows ataupun dengan diaphragm (diafragma atau membran).

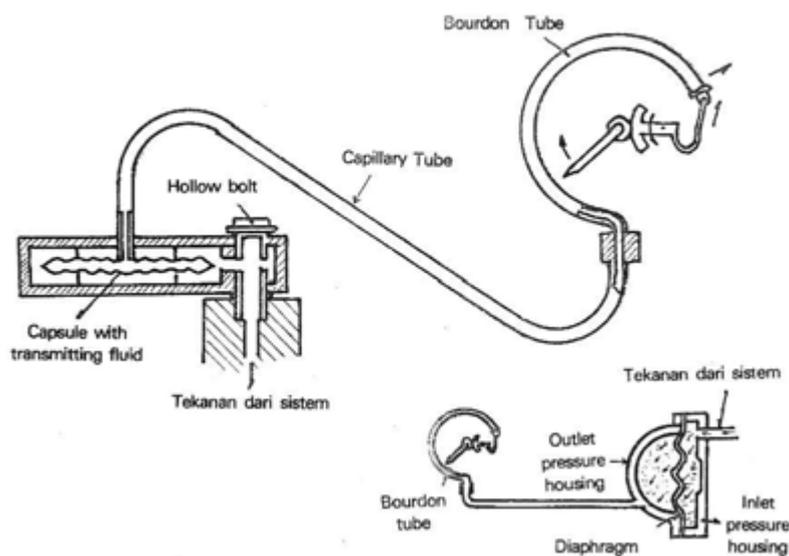
Gambar 9 menunjukkan penggunaan diafragma untuk mengukur perbedaan tekanan di dalam cabin dan di luar cabin.

Diafragma memisahkan ruangan tekanan menjadi dua, salah satu dihubungkan dengan tekanan kabin dan yang satu lagi dihubungkan dengan udara luar. Apabila terjadi perbedaan tekanan maka diafragma ini akan bergerak ke arah tekanan yaug lebih rendah dan besarnya gerakan tergantung dari besarnya perbedaan antara kedua tekanan tersebut. Pada tengah-tengah dari diafragma dipasangkan lever untuk menggerakkan sector gear yang selanjutnya memutarkan pointer dan memberikan penunjukan perbedaan tekanan pada dial.

Gambar 9. Differential Pressure.

Sistem dari pada pressure instrument (instrumen tekanan) pada pesawal terbang ditinjau dari hubungan antara indikator dan sutnber tekanan ada dua macam, yaitu : Direct Reading Indicator (sistim pembacaan langsung) dan Remote Indicating System

(sistem pembacaan tidak langsung). Direct reading idikator mempunyai hubungan langsung antara indikator dengan sumber tekanan atau dengan kata lain bahwa tekanan dari sistem langsung ke Indikator dengan media yang sama seperti halnya oil pressure indikator.

Remote indicating system mempergunakan transmitter (perantara) untuk meneruskan tekanan dari sistem ke indikator.

Transmitter ini bisa berupa CAPSULE atau DIAPHRAGMA yang dihubungkan dengan pipa Kapiler ke indikator dimana di dalamnya di isi dengan cairan, seperti HEPATANE (paraffin hydrocarbon) yang dipergunakan sebagai media untuk memindahkan tekanan dari sistem.

Gambar 10. Pengukuran CAPSULE dan DIAPHRAGMA sebagai Transmitter

Gambar 10 menunjukkan penggunaan capsule dan diafragma sebagai transmitter untuk remote indicating system.

Disc spring di bagian belakang diaphragm yang berusaha membawa switch ke posisi menentukan dilawan oleh helical spring yang tendensinya membuka switch. Tensi dari helical spring dapat di stel (adjustable), yang dimaksudkan agar supaya posisi switch dapat diatur dalam keadaan tertutup pada tekanan yang diinginkan.

3. TEORI PENGUKURAN SUHU (TEMPERATURE).

Metode-metode yang dipakai dalam pengukuran temperatur didasarkan atas perubahan sifat-sifat beberapa benda terhadap panas.

Perubahan-perubahan ini dapat di simpulkan sebagai berikut

a) Kebanyakan benda akan mengalami pengembangan (expansion) apabila temperaturnya bertambah, sehingga pengukuran temperatur bisa didapat dengan mengambil jumlah pengembangan yang sama untuk kenaikan temperatur yang sama.

b) Banyak cairan (liquids) yang apabila dinaikkan temperaturnya mengakibatkan pergerakan dari molekul-molekulnya dan akan merubah hentuk dari cairan (liquid) menjadi vapor (uap). Penambahan temperatur tersebut akan menghasilkan perubahan tekanan vapor (uap).

c) Benda mengalami perubahan tahanan listrik dengan perubahan temperatur; dengan demikian perubahan temperatur ditentukan dengan perubahan tahanan.

d) Apabila dua buah metal yang berbeda di sambung jadi satu, maka akan timbul gaya gerak listrik (termo e.m.f.) tergantung dari perbedaan temperatur antara kedua ujung sambungannya.

Dengan metode-metode di atas maka instrutnen-instrurnen pesawat untuk mengetahui temperatur engine ataupun sistemnya dapat dibuat dengan tipe yang berbeda-beda

3.1Teori Mengenai Panas dan Temperatur.

PANAS adalah suatu bentuk enersi yang dimiliki benda, yaitu merupakan, akibat gerakan molekul-molekul benda tersebut.

semakin panas suatu benda maka semakin besar getaran dan gerakan dari molekul-molekulnya.

Besarnya (kuantitas) panas yang dimiliki suatu benda lergantung dari besarnya temperatur, massa benda dan terbuat dari bahan (material) apa benda itu.

Sebagai contoh, satu ember air hangat akan melelehkan lebih banyak es dari pada satu gelas air mendidih, dengan kala lain bahwa satu ember air hangat tersebut mempunyai

Jumlah panas yang lebih besar dari satu gelas air mendidih meskipun temperaturnya lebih tinggi. Pemindahan panas dari satu benda ke benda lain dapat dilakukan dengan kouduksi, konveksi dan radiasi.

TEMPERATUR adalah suatu ukuran tingkat" Kepanasan atau Kedinginan " suatu benda (kualitas dari panas) sehingga dengan istilah ini, maka temperatur tidak dapat diukur.

Temperatur dari suatu benda hanya dapat dibandinkan dengan yang lain dimana perbedaannya dapat dilihat dan dengan demikian secara praktek pengukuran temperatur sebenarnya adalah perbandingan dari perbedaan temperatur.

Untuk mendapatkan perbandingan ini, dibutuhkan standar perbedaan temperatur fundamental interval dan instrumen untuk membedakan suafu temperatur dengan yang lainnya.

Fundamental interval dibagi menjadi dua angka dengan bagian yang sama atau derajat yang sesuai dengan dua skala yang ditetapkan, yaitu Celsius (centigrade) dan Fahrenheit. Pada skala Celcius, fundamental interval dibagi menjadi 100 derajat. Titik beku dari air ditetapkan 0°C dan titik didihnya 100°C; sehingga 1°C adalah 1/100 dari fundamental interval.

Untuk skala Fahrenheit, fundamental interval dibagi dalam 180 derajat, titik beku air ditetapkan 32°F, sehingga 1°F adalah 1/180 fundamental interval.

Sesuai dengan hal tersebut di atas, maka dapat diambil suatu perbandingan antara derajat Celcius dan Fahrenheit, dimana 100 bagian dari skala Celcius sama dengan 180 bagian skala-Fahrenheit, maka didapat

$$\frac{180}{100}{}^{0}\text{f} = 1{,}8\ {}^{0}\text{F} \qquad\qquad 1\ {}^{0}\text{F} = \frac{100}{180}{}^{0}\text{C} = 0{,}\ 55\ {}^{0}\text{C}$$

atau1°C = °F dan 1°F = °C

Dalam kenyataaannya, titik nol (titik beku) dari kedua skala ini lebih sulit di buat perubahan antara yang satu dan yang lainnya dari pada hanya membagi dengan faktor konveksi, 1,8 dan 0,55. Sebagai contoh : apabila kita ingin merubah 10°C menjadi °F, dengan hanya mengalikan 10°C x 1,8 = 18°F, hasil ini adalah merupakan 18° di atas titik beku sedangkan harga yang kita inginkan adalah berpedoman pada skala nol derajat Fahrenheit, dengan demikian barus ditambah dengan 32^0, dan hasilnya menjadi 18° + 32^0 = 50°F, sehingga rumus menjadi :

$$^0F = (^0C \times 1{,}8) + 32 \text{ atau}$$

$$^0F = (^0C \times \frac{9}{5}) + 32$$

Demikian juga untuk merubah ^{0} F menjadi ^{0} C adalah kebalikan dari Rumus yang tersebut di atas, yaitu

$$^0C = (^0F - 32) \ / \ 1{,}8$$

$$\text{atau} \quad ^0C = (^0F - 32) \times \frac{5}{9}$$

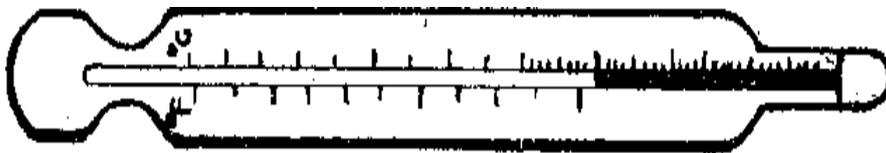
3.2Tipe-tipe Pengukur Suhu.

3.2.1 Non electrical.

Untuk membuat suatu jenis pengukur temperatur, kita berpedoman pada penyambungan (expansion) suatu benda akibat penambahan temperatur. Sifat-sifat perubahan dimensi terhadap

temperatur ini dapat dipergunakan cairan (liquid) benda padat (solids) dan gas.

a) Ekspansi cairan (expansion of a liquid)

Suatu tabung gelas (glas tube) yang mempunyai lobang kecil satu bulb yang cukup besar pada ujungnya yang diisi dengan mercury atau alcohol. adalah salah satu pengukur panas yang umum kita kenal seperti termometer yang dipakai para dokter dan pengukur temperatur udara di rumah-rumah (gambar 11), akan tetapi karena susah dibaca dan mudah sekali pecah maka jenis ini sangat terbatas pemakaiannya pada pesawat terbang.

Gambar 11. Thermometer Cairan.

b) Ekspansi benda padat (Ekspansion of a solid)

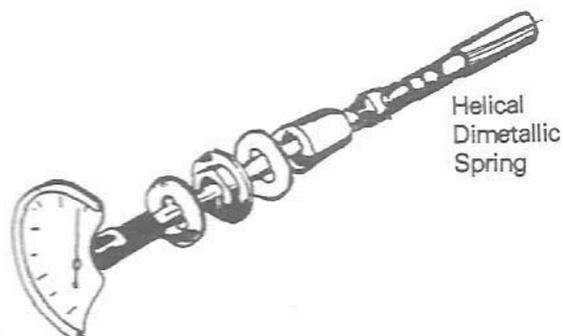
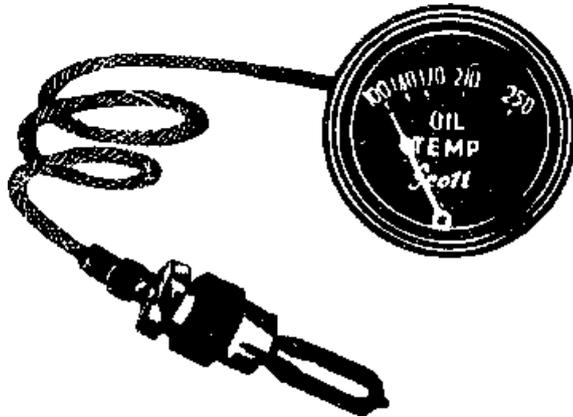
Elemen pengukur yang dipergunakan pada cara ini adalah metal strip terbuat dari dua logam (metal) yang berbeda dan di las (welded) menjadi satu. Metal strip ini kemudian dipuntir (twisted) dan pada satu ujungnya dipasangkan pointer dan ujung satunya dipasangkan padarumah instrumen (instrument case); apabila

temperatur di sekitarnya kembali maka metal strip ini mengalami penyambungan (expansion) yang berbeda dan mengakibatkan terpuntirnya (twist) metal strip tersebut yang sekaligus menggerakkan pointer dan memberikan penunjukan pada dial.

Cara ini banyak sekali dipakai pada instrumen petunjuk temperalur udara luar (outside air temperatur) yang dapat kita lihat, dilekatkan pada windshield pada kebanyakan pesawat kecil (gambar 12).

c) Ekspansi gas (Expansion of a gas).

Sebagai media yang dipakai adalah methil chloride (berbentuk gas pada temperatur standar) yang dimasukkan dalam suatu bulb dan-bulb ini dipasangkan pada tempat dimana temperaturnya akan diukur indikator yang merupakan suatu Bourdon tube berhubungan dengan bulb itu melalui sebuah pipa kapiler penambahan ataupun perubahan temperatur pada bulb akan mengakibatkan penyambungan dari pada gas, sehingga akan menaikan tekanan. Tekanan ini diteruskan ke Bourdon tube yang selanjuluya menggerakkan pointer dan memberikan penunjukkan pada dial yang sudah dikalibrasikan menjadi skala temperatur

Gambar.13 adalah salah satu contoh penggunaan cara ini

Gambar 12. Outside Air Temperatur Indicator

Gambar 13. Expansion Gas Temperatur Indicator.

3.2.2.Listrik (Electrical).

Penggunaan cara-cara listrik ada dua macam yaitu

a. PERUBAHAN TAHANAN(RESISTANCE TYPE)

Sifat-sifat kelistrikan suatu logam (metal), seperti juga halnya dimensi fisiknya (phisical dimension), berubah dengan perubahan temperatur. Kalau kita lihat kembali rumus-rumus listrik yaitu Hukum Ohm yang menyatakan

$$V = I \times R.$$

$$R = \frac{V}{I}$$

$$I = \frac{V}{R}$$

dimana V = tegangan (voltage).

I = arus(amper).

R = tahanan (resistance).

Dengan menggunakan rumus-rumus di atas maka apabila dua di antara ketiga hal tetsebut diketahui, hal yang ke tiga dapat ditentukan. Jumlah tahanan dari suatu resistor berbeda sesuai dengan hubungannya yang juga dapat dihitung dengan rumus sebagai berikut

untuk hubungan seri;

RT = R 1 + R 2 +- ---+ Rn

Sedangkan untuk hubungan paralel

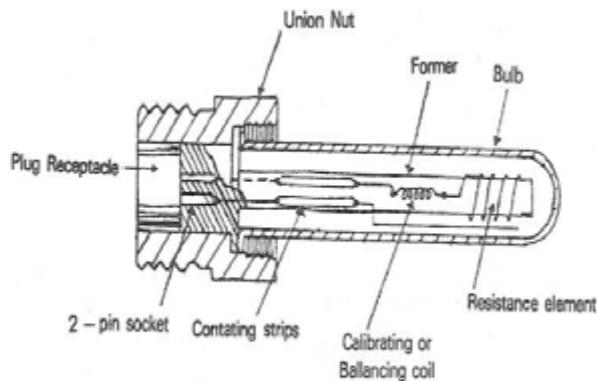
$$\frac{1}{RT} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} + \ldots \frac{1}{R_n}$$

Dari rumus - rumus ini dapat diambil contoh, apabila suatu resistor dialiri arus listrik yang mempunyai tegangan 12 Volt sebesar 2 amper maka

R = $\frac{V}{I} = \frac{12}{2} = 6$ Ohm.

Sifat-sifat konduktor logam yang apabila temperaturnya dinaikkan akan mengakibatkan tahanan dari konduktor tersebut akan naik.

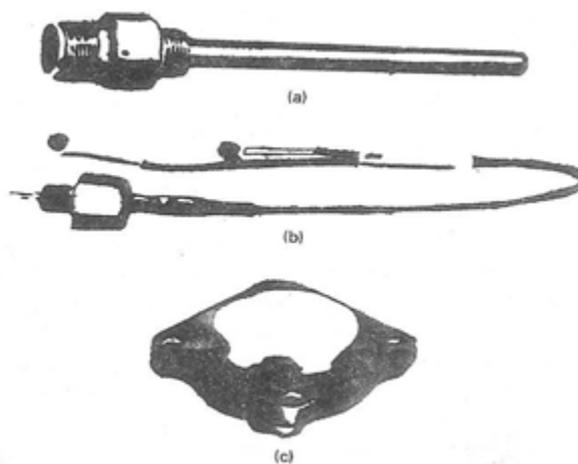
Perubahan harga tahanan ini akan mengakibatkhn perubahan tegangan, sedangkan kalau hubungannya paralel maka perubahan jumlah tahanan akan merubah besarnya arus yang mengalir sedangkan tegangannya konstan, sehingga pengukuran tahanan ini dapat mempergunakan sistem Voltmeter ataupun Ampermeter. Sensing element merupakan suatu resistor yang tahanannya berubah-ubah dengan perubahan temperatur dan dinamakan bulb.

Resistor ini pada umumnya terbuat dari bahan nikel ataupun bahan platinum. Gambar 14 menunjukkan suatu resistor dibuat dari kawat nikel yang halus digulung pada inti mica dipasangkan pada tempat dimana temperaturnya akan diukur.

Gambar 14. Konstruksi Temperatur Bulb

Tipe-tipe temperatur bulb seperti terdapat pada gambar 15. adalah

a. Stem sensitive temperature bulb.

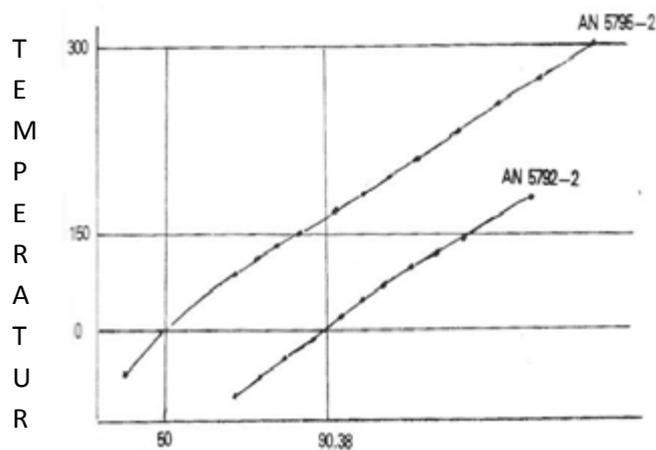
b. Tip sensitive temperature bulb,

c. Flush mounted temperature bulb, yang biasanya dipasangkan pada skin (kulit) pesawat untuk mengukur ternperatur udara luar.

Gambar 15 Tipe – tipe Temperatur Bulb

(a) - Stem - sensitive temperature

(b) - Tip - sensitive temperature bulb

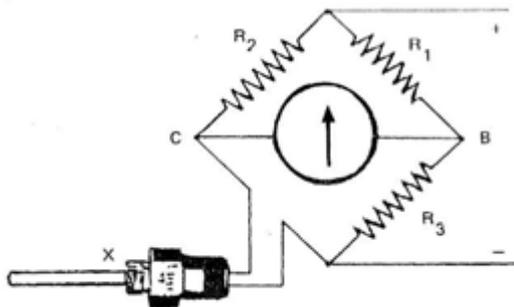
(c) - Flush - mounted surface-type temperature bulb

Terdapat dua dasar untuk kalibrasi dari temperatur bulb di atas, yaitu yang satu mempunyai tahanan 50 Ohm pada temperatur nol derajat Celcius, dan satunya lagi dengan tahanan 90,38 Ohm pada temperatur nol derajat Celcius seperti tertera pada kurve (curve) temperatur tahanan (gambar 16).

Gambar 16. Curve Temperature Vs Resistance

Indikator dari pengukuran Temperatur dengan perubahan tahanan (resistance type) ini bisa menggunakan cara Wheatstone bridge indicator atan dengan suatu ratiometer.

Wheatstone bridge (gambar 17) bekerja dengan prinsip pengaturan aliran arus melalui indicator dengan perubahan salah satu tahanan pada kaki jembatan.

Dalam Gambar 17, apabila R1/R3 sama dengan R2/RX maka jembatau ini seimbang dan tegangan pada titik B akan sama dengan tegangan pada titik C, sehingga tidak ada arus yang mengalir melalui indicator (pointer meunnjuk 0). Apabila

ternperatur pada bulb bertambah, tahanan dari bulb (RX) juga akan bertambah, akibatnya tegangan pada titik C lebih besar dari pada titik B, sehingga arus mengalir dari titik C ke B dan menggerakkan pointer pada indicator. Sebaliknya apabila tahanan bulb (RX) menurun sampai harga yang diperlukan untuk seimbang, maka arus akan mengalir dari titik B ke titik C melalui indicator dan memberikan penunjukan pada arah yang berlawanan. Pergerakan dari pointer yang merupakan perubahan arus yang mengalir melalui indicator pada bulb menjadi skala penunju dikalibrasikan akan temperalur pada dial.

Gam bar 17. Wheatstone Bridge.

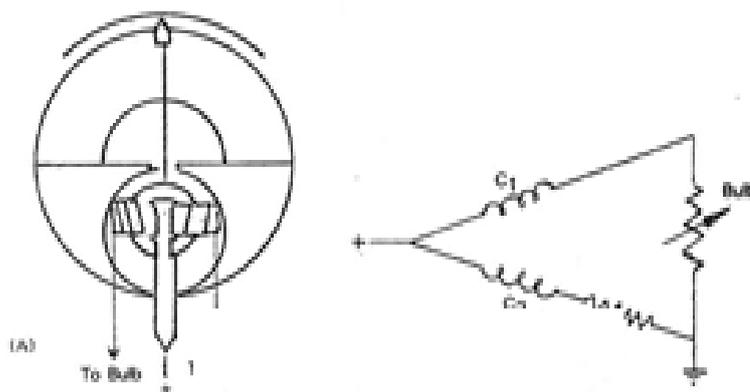
Cara Wheatstone bridge ini kurang teliti dikarenakan penunjukan dipengaruhi oleh besarnya tegangan dari sumber arus yang tidak bisa konstan sesuai dengan tegangan asal waktu kalibrasi.

Indikator dengan prinsip ratio-meter ada dua jenis yaitu moving coil ratiometer dan moving magnet ratiometer; namun demikian kedua-duanya mengukur perbedaan (ratio) arus yang mengalir melalui bulb dan arus yang melalui resistor pada indikator, dimana harga tahanan resistor tersebut tidak berubah (tetap).

Gambar 18 menunjukkan prinsip moving coil ratiometer. Dua buah gulungan (C_1) dan (C_2) yang bebas bergerak ditempatkan di dalam

permanen magnet yang mempunyai jarak tidak sama (non uniform airgap). Apabila arus yang melalui C $_1$ dan C $_2$ sama besar, maka medan magnet yang ditimbulkannya juga sama besar, sehingga kedua coil ini dalam keadaan seimbang (tidak bergerak).

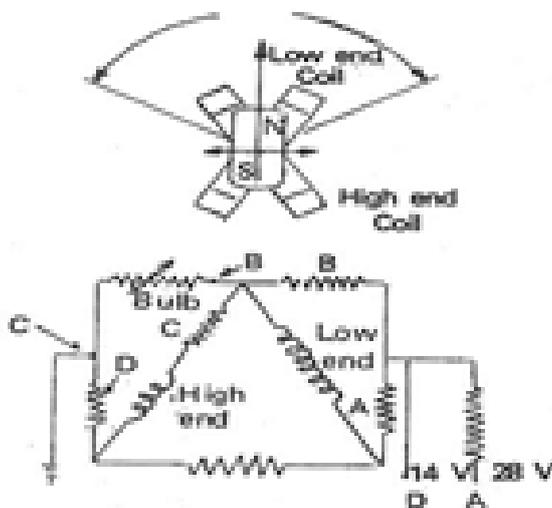
Jika temperatur bulb bertambah, harga tahanannya akan bertambah, hal ini akan mengakibatkan arus yang mengalir melalui C_2 lebih besar dari pada arus yang melalui C_1, medan magnit pada C_2 lebih besar dari medan magnet C_1, akibatnya coil C $_2$ akan bergerak menjauh dari permanen magnit hingga pengaruh permanen magnit pada kedua coil ini seimbang kembali.

Gerakan daripada coil ini dipergunakan menggerakkan pointer sesuai dengan arah gerakan moving coil.

Gambar 18. Moving Coil Ratiometer

Moving magnet ratiometer seperti pada gambar 19, mempunyai permanen magnet kecil yang bebas bergerak dan dua buah coil yang tidak bergerak (tetap) masing-masing low end coil dan high end coil.

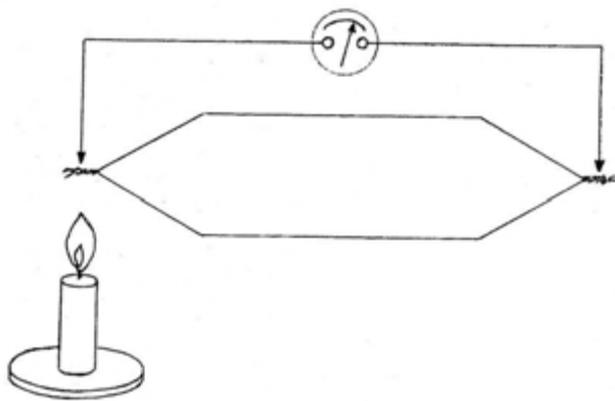
Apabila harga tahanan dari bulb rendah, arus akan mengalir melalui resistor A, low end coil ground (mass). Medan magnet yang

timbal pada low end coil menarik permanen magnet dan pointer bergerak menunjuk ke arah low end coil. Dengan bertambahnya harga tahanan bulb akibat penambahan temperatur, arus akan mengalir melalui resistor B, C, high end coil dan resistor D ke ground, high end coil menimbulkann medan magnit dan menarik permanen magnet ke arah high end coil sehingga pointer memberikan penunjukkan ke arak high end coil; keuntungan moving magnet ini adalah lebih ringan karena permanent magnetnya kecil dan hair spring tidak diperlukan karena tidak ada arus yang mengalir melalui moving elemen.

Kebanyakan ratiometer temperatur indikator mempergunakan sistem 14 volt; apabila pesawat menggunakan sistem 28 volt maka arus terlebih dahulu diturunkan tegangannya dengan mempergunakan resistor

Gambar 19. Moving Magnet Ratiometer

b. THERMO ELECTRIK.

Dua buah kawat dari bahan yang berbeda yang disambungkan pada masing - masing ujungnya dengan las hingga membentuk loop akan menghasilkan perbedaan tegangan apabila terjadi perbedaan temperatur antara kedua ujung tersebut; hasilnya sebagai arus listrik mengalir dari ujung yang lebih tinggi temperaturnya ke ujung yang lebih rendah temperaluruya. Sensing elemen ini disebut termokopel (gambar 20).

Besarnya tegangan yang dihasilkan tergantung dari jenis logani yang dipergunakan dan besarnya perbedaan temperatur pada kedua ujungnya.

Gambar 20. Prinsip Thermoelectrik

Ujung yang dipergunakan sebagai temperatur sensing disebut hot junction dan ujung yang dihubungkan dengan indikator disebut cold junction. Jenis-jenis kombinasi logam yang biasanya dipakai untuk tenmokopel ini adalah bahan dari copper - constantan, dan bahan chromel – alumel (komposisi materialnya seperti pada tabel 2)

TABEL 2 Komposisi Bahan Termokopel

<table>
<tr><th rowspan="2">Group</th><th colspan="2">Metals and composittion</th><th rowspan="2">Maximum temperatur °C (Continuous)</th><th rowspan="2">Aplication</th></tr>
<tr><th>Positive wire</th><th>Negative Wire</th></tr>
<tr><td rowspan="3">Base metal</td><td>Copper (Cu)</td><td>Constantan (Ni 40%; 60%)</td><td>400</td><td rowspan="2">Cylinder-head temperature measurement</td></tr>
<tr><td>Iron (Fe)</td><td>Constantan (Ni 40%; 60%)</td><td>850</td></tr>
<tr><td>Chromel (Ni, 90%, Cr. 10%)</td><td>Alumel (Ni90%;Al2%) + Si + Mn</td><td>1100</td><td>Exhaust-gas temperature measurement</td></tr>
<tr><td>Rate metal</td><td>Platinum (Pt)</td><td>Rhodium – platinum (Rh 1,3%; Pt 87%)</td><td>1400</td><td>Not utilized in aircraft temperature-indicating system</td></tr>
</table>

Gambar 21, menunjukkan hubungan tegangan yang dihasilkan (millivolt) terhadap temperatur dari masing-masing jenis termokopel.

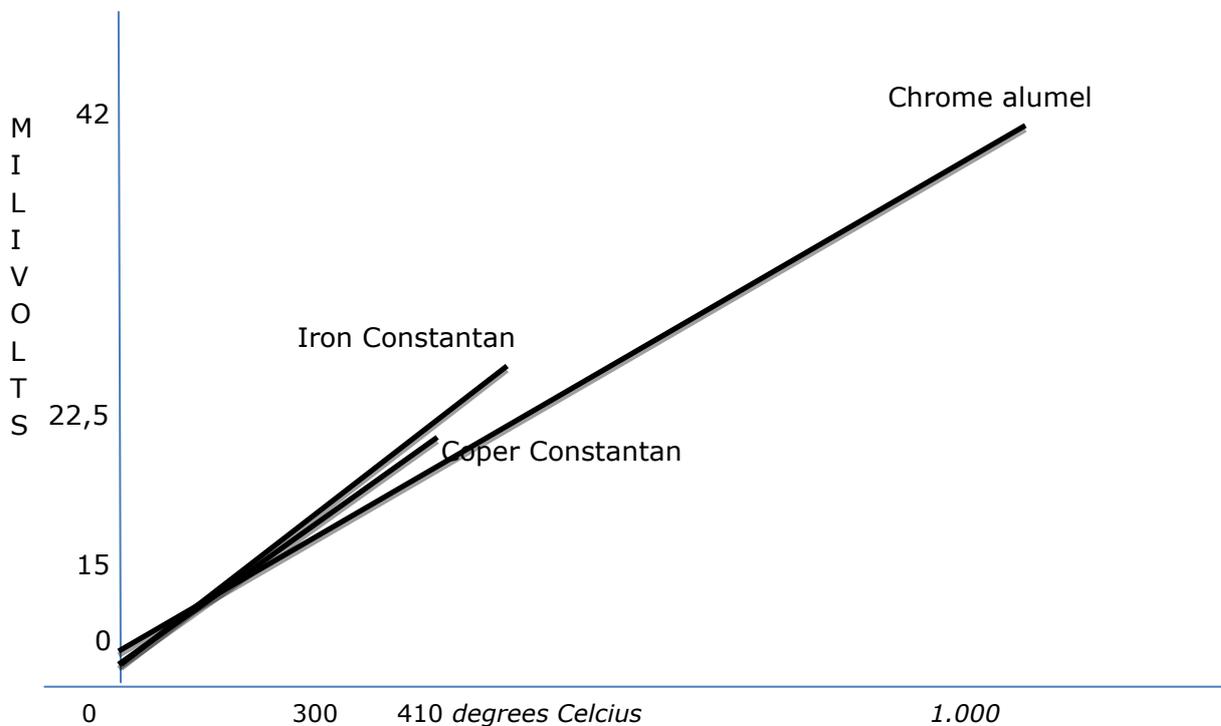
Termo kopel jenis copper - constantan pada masa yang lalu dipakai untuk mengukur temperatur kepala silinder dari motor piston, akan tetapi dewasa ini jarang dipakai karena kemampuannya terbatas pada temperatur yang relatif rendah dan dengan diketemukannya iron konstantan yang mempunyai kemampuan lebih tinggi sebagai pengganti copper - constantan untuk pengukuran temperatur kepala silinder. Chrom-alumel mempunyai kemampuan yang lebih tinggi dari kedua jenis termokopel di atas dan digunakan alat pengukur temperatur exhaust gas dari motor turbin atau tail pipe

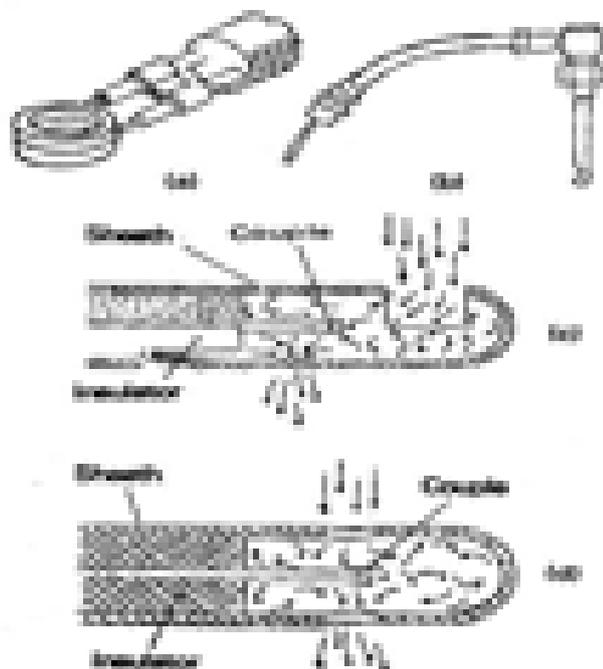
temperatur, juga dapat digunakan pada motor piston untuk temperatur exhaust gas dan turbin inlet temperatur dari exhaust driven turbo charger.

THERMOKOPEL yang dipakai untuk penunjukan temperatur pada pesawal udara dibagi menjadi dua tipe yaitu

- SURFACE CONTACT.

- IMMERSION.

Tipe surface contact (gambar 22) ini di disain untuk pengukuran temperatur dari komponen-komponen yang solid dan dipakai sebagai elemen perasa temperatur kepala silinder copper - constantan atau iron constantan dibuat berbentuk " Shoe " dan dipasang dengan mempergunakan baut pada bagian kepala silinder yang paling panas atau berbentuk washer yang dapat dipasangkan pada busi.

Gb.21. Milivoltage output vs temperatur for three thermocouple

Termokopel tipe immersion di disain untuk pengukuran temperatur gas dan dipakai sebagain elemen perasa temperatur gas pada motor turbin. Chrom-alumel serta kabel-kabelnya dibungkus dengan isolasi keramik ditempatkan di dalam. metal protection sheath, sehingga berbentuk probe yang dapat dicelupkan (immersed) ke dalam aliran gas (gas stream) pada tempat-tempat yang ditentukan (gam bar 22 a).

Gambar 22. Tipe-tipe Termokopel

Sesuai dengan applikasinya yang tergantung pada kecepatan exhaust gas, maka kita mengenal dua jenis tipe immersion termokopel yaitu Stagnation dan Rapid response.

Stagnation termokopel dipakai untuk turbo jet (pure jet engine) karena kecepatan exhaust gas dari engine ini tinggi. Sebagai

alasan mengapa tipe ini dipakai pada turbo jet dapat dilihat dengan jelas pada gambar 22c yang menunjukkan bahwa lubang masuknya gas dan lubang keluarnya (biasanya dinamakan sampling holes) tidak satu garis satu sama lain (staggered), dan kedua lubang ini tidak sama besar, sehingga memperlambat - kecepatan gas dan mengakibatkan exhaust gas tersebut mengalami stagnasi pada hot junction, dengan demikian termokopel mempunyai kesempatan memberikan response terhadap perubahan temperatur exhaust gas. Rapid responce thermocouple dipakai pada turboprop engines karena kecepatan exhaust gas dari engines ini lebih rendah.

Gambar 22 d. menunjukkan bahwa sampling holes dalam posisi berlawanan tetapi segaris dan sama besar, dengan demikian exhaust gas dapat mengalir langsung melalui hot junction dan memungkinkan memberikan response dengan cepat. Response time untuk tipe stagnasi dan beberapa termokopel adalah 1 sampai 2 detik dan untuk tipe rapid response 0,5 sampai 1 detik.

D.Sistem Pitot-statik

Pitot-statik sistem adalah salah satu sistem yang akan selalu merupakan bagian dari suatu pesawat terbang, mulai dari pesawat yang sederhana atau paling tua misalnya pesawat Capung sampai dengan pesawat modern misalnya Concorde atau TU-144 dan bahkan pesawat latih dan pesawat tempur F-4 (Phantom) masih tetap menggunakan sistem pitot-statik.

Pengertian akan dasar-dasar bekerjanya sistem ini sangat penting untuk seorang ahli teknik pesawat udara, terutama dalam mencari sebab-sebab kerusakan yang mungkin terjadi pada sistem ini

Kekurangan pengertian akan cara-cara bekerja dari pitot-statik sistem akan dapat mengakibatkan minimum suatu kerepotan yang tak perlu dan maximum berakhirnya suatu penerbangan dengan menyedihkan.

Sitem pitot-statik terdiri dari

a. Pitot-tube b. Statik vent

c. Air speed indicator

d. Vertical speed indicator

e. Altimeter

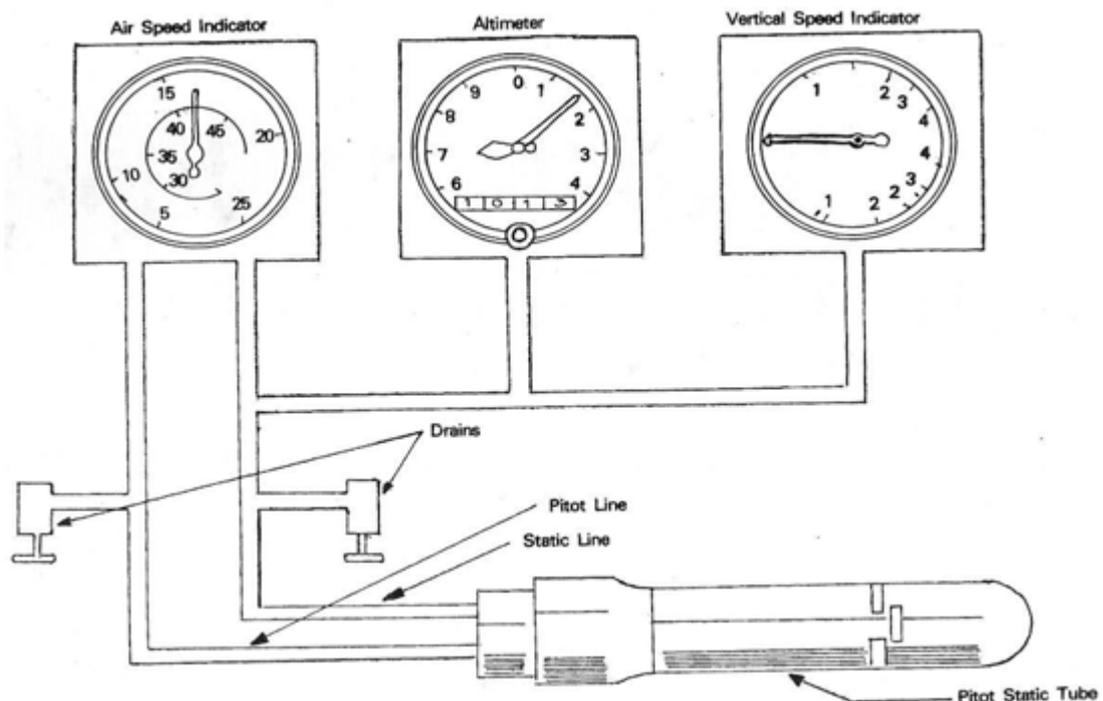
f. Machmeter (hanya terdapat pada.pesawat-pesawat bermesin jet).

Gambar 23. menunjukkan diagram skematik dari suatu dasar sistem pitot-statik.

Pada gambar 23. Pitot-static tube dihubungkan dengan airspeed indicator, altimeter, vertical speed indicator oleh suatu pitot line dan static line yang dilengkapi dengan lobang (drains).

1. PITOT TUBE ATAU PITOT HEAD.

Kata pitot berasal dari penemunya seorang berkebangsaan Perancis bernama Henri Pitot.

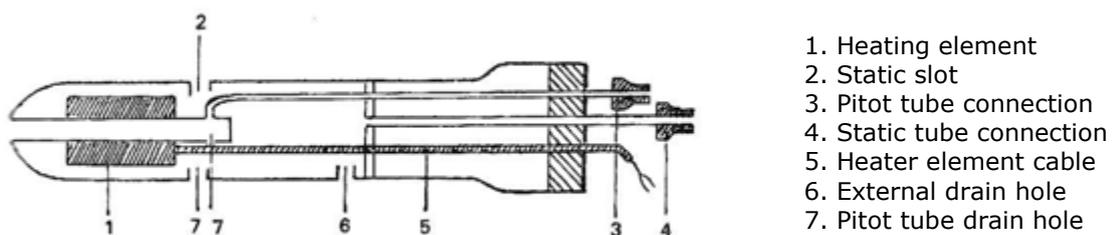
Pitot tube kadang-kadang juga disebut Pitot-Head atau pressure-head.

Gambar 23 Basic Pitot Static System

Jenis-jenis tekanan udara yang terjadi pada pitot-head adalah:

1) PITOT PRESSURE : disebut juga tekanan dinamis/dinamic pressure, ram pressure, impact pressure.

2) STATIC PRESSURE: disebut juga ambient pressure, atmospheric pressure.

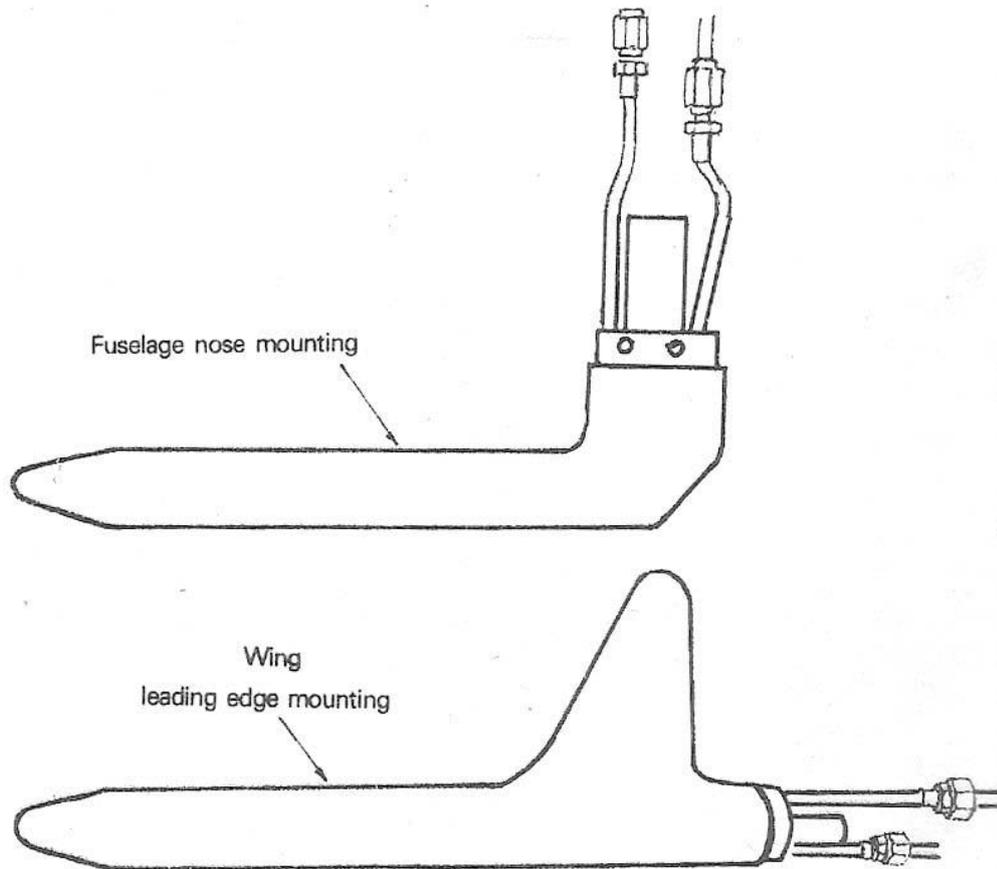
Pada gambar 24 terlihat bahwa pada pitot head terdapat pitot tube dengan lobangnya berada di ujung depan dan static holes yaitu lobang-lobang untuk menghubungkan atmosfir (udara luas) dengan saluran-saluran di dalam sistem ini (static tube), berada di sekitar pitot-head. Untuk mencegah masuknya tekanan dinamis melalui lobang statis (static hble) maka arah lobang harus tegak lurus dengan arah aliran udara (air flow). Terdapat pula alat pemanas (heating element) guna mencegah tertutupnya lobang-lobang pada pitot-head oleh es. Terdapat pula water trap (perangkap air) guna mencegah masuknya air ke dalam sistem ini, air dibuang melalui lobang (pitot tube drain hole).

1. Heating element
2. Static slot
3. Pitot tube connection
4. Static tube connection
5. Heater element cable
6. External drain hole
7. Pitot tube drain hole

Gambar 24. Pitot Head

Bila pesawat sedang tidak terbang maka Pitot-head ini harus ditutup dengan pitot cover (penutup pitot) untuk mencegah supaya pitot tube ini tidak kemasukan kotoran atau dimasuki oleh serangga.

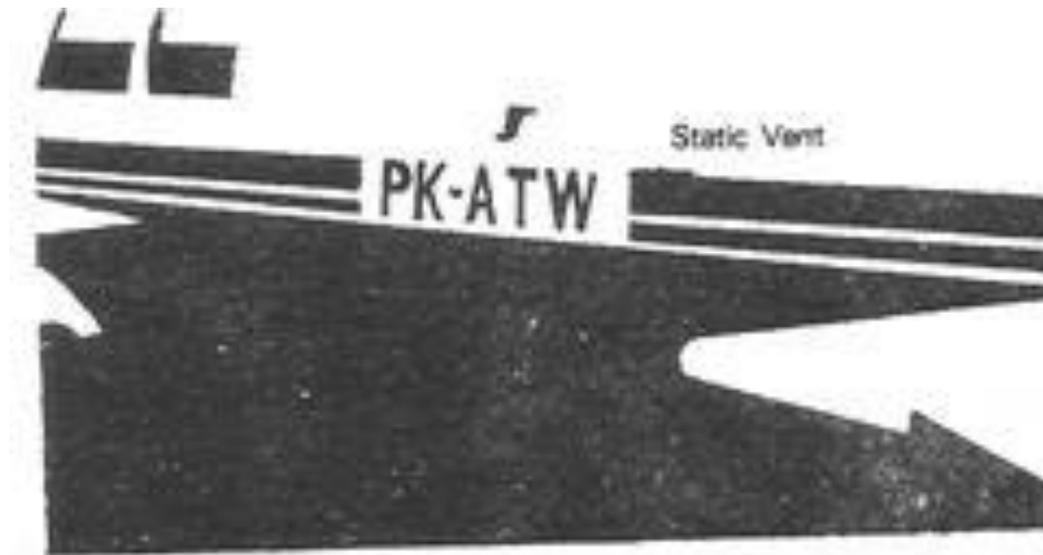
1. Tekanan dinamis: tekanan udara pads suatu bidang yang disebabkan oleh bergeraknya bidang tersebut di udara.

2. Tekanan static : tekanan udara dalam ruang terbuka.

Gambar 25 menunjukkan bentuk-bentuk dari pitot-head.

Gambar 25. Pitot head.

STATIC VENTS.

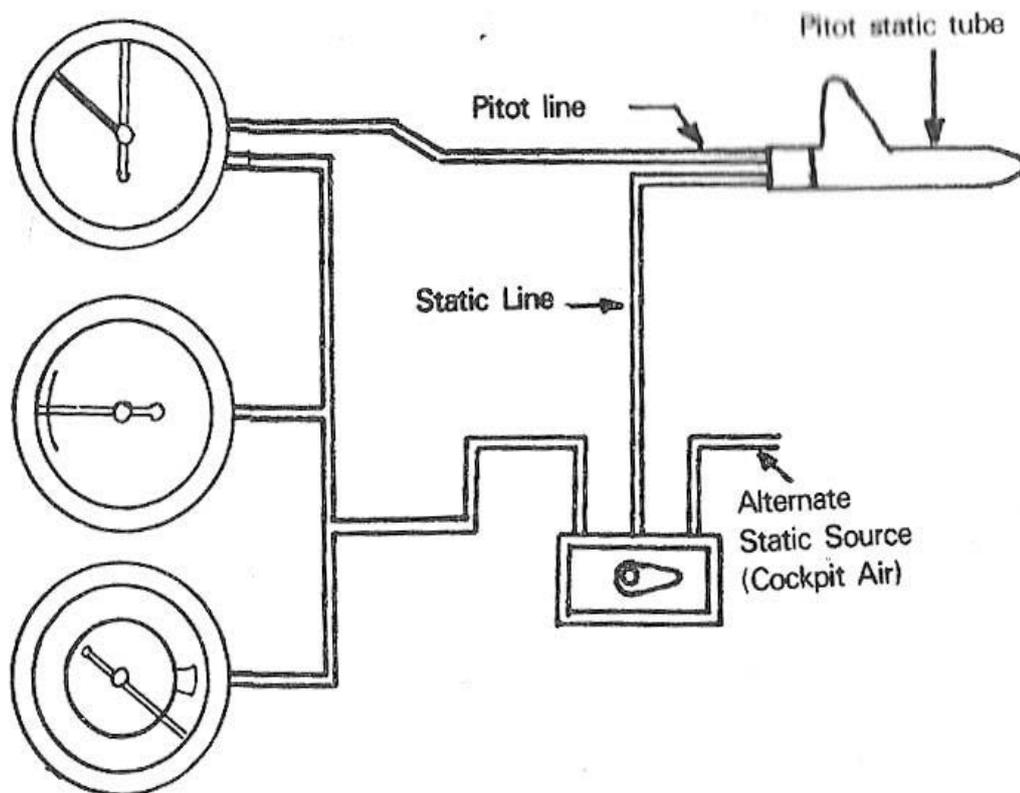
Bila tekanan statis (static pressure) atau tekanan atmosfir (atmospheric pressure) didapat melalui lobang-lobang statis (static hole) pada pitot head maka akan ada udara dengan tekanan dinamis yang masuk melalui lobang-lobang tersebut yang tetunya mengakibatkan kesalahan-kesalahan dalam pengukuran karena tidak murninya tekanan statis. Hal ini dapat terlihat melalui gambar

26, pada gambar 26, menunjukkan lokasi static vent pada pesawat Beechcraft" Sundowner ", Static vent pada gambar tersebut umumnya berbentuk "metal vent plate ".

Gambar 26. Lobang statis

Gambar 27. Lokasi static vent pada pesawat Beechcraft Sundowner

Sebelum terbang maka penerbang harus memeriksa static vent. Lobang ini harus selalu terbuka. Bila karena sesuatu hal lobang statis atau saluran-saluran statis (static line) tertutup atau tersumbat pada waktu pesawat sedang terbang (hal ini ditandai dengan tidak berfungsi altimeter dan vertical speed indicator) maka penerbang dapat memilih sumber tekanan statis cadangan

(alternate static source), seperti yang dapat dilihat pada gambar 28.

Sumber tekanan statis cadangan biasanya diambil dari kokpit atau ruangan lain dalam pesawat misalnya cabin penumpang yang tidak pressurized juga dilengkapi dengan knob perubah (selector valve) yang diletakkan pada kokpit.

Gambar 28. Lokasi tekanan statis cadangan

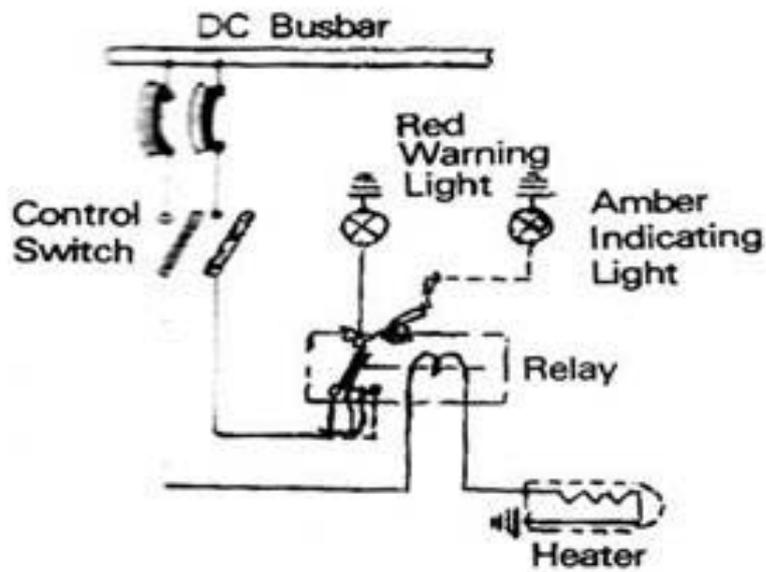
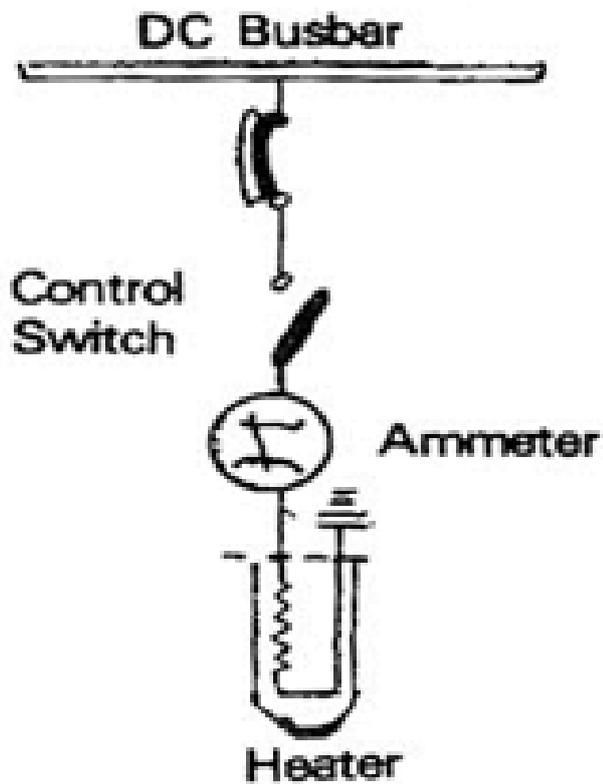
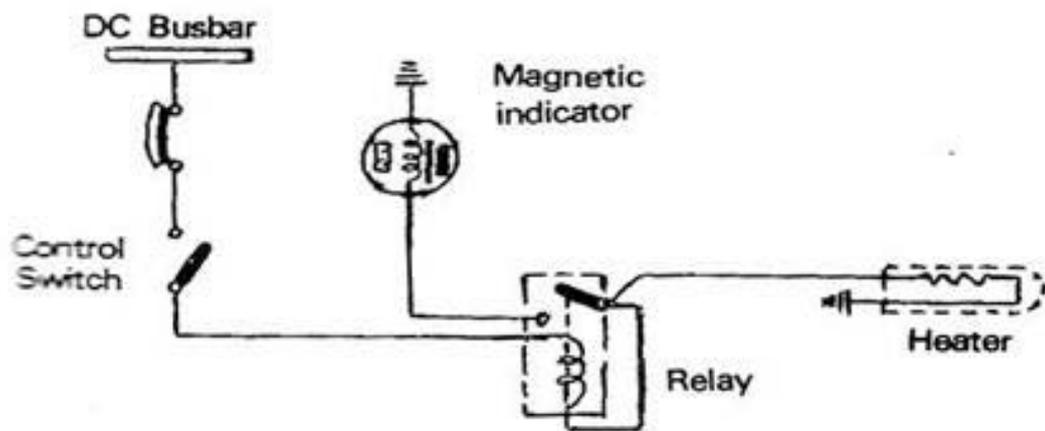
Sistem cadangan ini menimbulkan kesalahan-kesalahan yang lebih besar dari yang normal. Disebabkan karena tekanan di dalam pesawat lebih rendah dari tekanan atmosfir, karena venturi effect dari bentuk pesawat.

Tekanan ststis cadangan (emergency static system) ini digunakan jika static vent tersumbat karena pembentukan es.

Untuk menghindari hal tersebut maka static holes tidak lagi berada pada pitot head melainkan dipisahkan dan umumnya berada disamping tubuh pesawat (fuselage) static holes yang demikian cara penempatannya lazim disebut static vent. Cara untuk memperoleh tekanan atmosfir dengan meuggunakan static vent jauh lebih baik hasilnya dibandingkan menggunakan pitot head. Pada pesawat-pesawat kecil/ringan static vent dibuat sangat sederhana yaitu membuat lobang-lobang pada sisi samping (fuselage skin) dari tubuh pesawat.

2. SISTEM PEMANAS PADA PITOT HEAD

Pitot head dilengkapi alat pemanas (pitot heater) yang terbuat dari elemen pemanas (electrical heater element) yang diletakkan dibagian dalam dari pipa pitot. Gunanya untuk mencegah tertutupnya lobang-lobang pipa pitot akibat dari pembentukan es (ice formation). Gambar 29. adalah jenis jenis dari pitot heater. Pada gambar 29. (a) light and relay jika contoh switch pada posisi "On" arus akan mengalir ke heater melewati coil akibatnya relay akan bekerja (energized) dan switch akan menghubungkan lampu indikator dan heater. Jika heater bekerja normal maka lampu indicator berwarna amber yang menyala, dan jika pitot heater tidak bekerja/rusak (failure) lampu indicator berwarna merah (red) yang menyala.

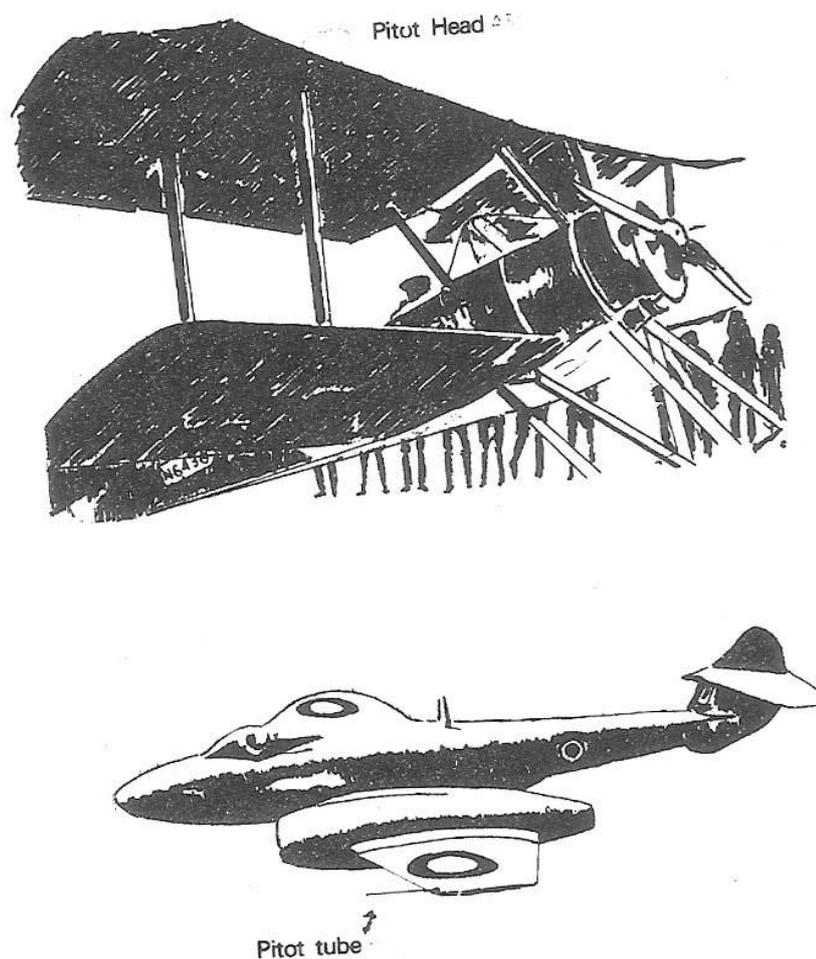
Pada gambar 29 (b) dan (c) cara bekerjanya sama dengan (a), hanya penunjukkannya (indikator) masing-masing dengan ammeter dan magnetic indikator.

a.Light and relay

*b.*Penunjukan dengan ammeter

*c.*Penunjukan dengan magnetik indicator

Gambar 29. Jenis-jenis pitot heater

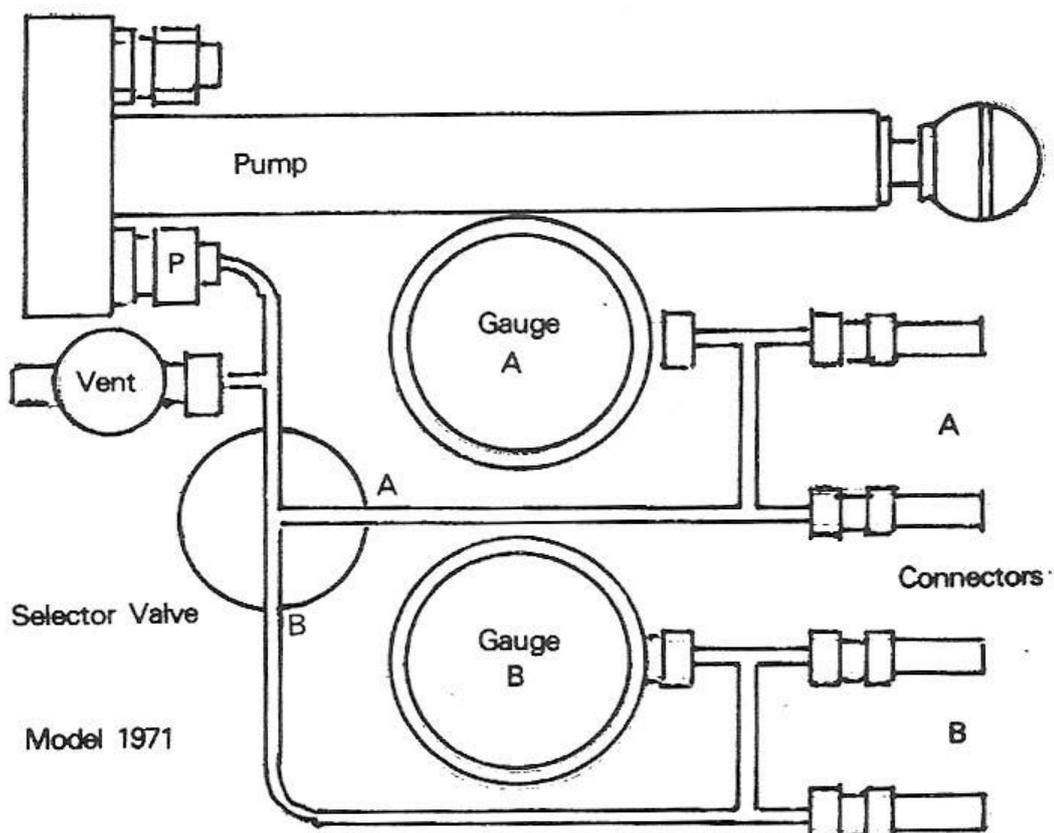
3. CARA PENEMPATAN PIPA PITOT DAN LUBANG STATIK.

Pitot-head/pitot tube ini selalu diletakkan di bagian luar pesawat di mana udara mengalir dengan tenang bebas dari gangguan aliran udara (air flow disturbances) misalkan: tekanan udara yang disebabkan oleh putaran baling-baling, agar supaya udara yang masuk melalui lobang-lobang yang terdapat pada pitot head, tekanan-tekanannya, baik tekanan dinamis maupun tekanan statis masih murni nilainya. Artinya udara dengan tekanan-tekanan yang disebabkan oleh bagian-bagian lain dari badan pesawat tidak ikut masuk ke dalam lobang-lobang pitot head. Pitot-head ini biasanya dipasang di bagian bawah sayap atau di depan sayap (leading edge), lihat gambar 30.a dan 30.b pada pesawat-pesawat jet kadang-kadang dipasang di hidung pesawat (fuselage nose section) di atas vertical stabilizer (fin).

Pitot head ini harus dipasang sejajar dengan poros longintudinal pesawat dengan lubangnya menghadap ke depan atau ke arah dari mana udara datang mengalir.

Untuk lubang statik (statik vent) dipasang pada bagian samping badan pesawat (fuselage skin), maksudnya untuk memperkecil adanya " dynamic pressure effect " disebabkan oleh gerakan yawing atau sideslip dari pesawat

Gambar 30. Posisi Pitot head pada pesawat

4. MENGETES KEBOCORAN PADA PIPA TEKANAN PITOT DAN STATIK

Untuk mengetes kebocoran pada pipa pitot digunakan suatu alat tester (pressure & vacuum tester) dengan cara pengetesan yang khusus. Setelah pipa penyambung (connectors) yang betul pada tester, maka kita berikan suatu tekanan perlahan-lahan dengan menggunakan pompa tangan (pump) yang ada pada tester itu, sampai tester indikator (pressure gauge) terbaca 130 knots; setelah itu kita berhenti memompanya, kita tunggu.sampai indikatornya turun dari 130 knot menjadi 125 knot; waktu yang dibutuhkan harus lebih dari 3 menit. Gambar 31 menunjukkan diagram skematik dari pressure & vacuum tester

Gambar 31 Diagram Skematik Pressure & Vacuum tester

TEST PADA PIPA STATIK.

Untuk mengetes kebocoran pada pipa statik dapat digunakan alat tester yang lama dengan yang dipakai untuk mengetes pipa pitot. Setelah kita hubungkan statik vent dengan connector yang betul, maka kita berikan hisapan (suction) sehingga indikatornya (vacuum gauge) menunjukkan angka 130 knots. Kita tunggu indicatornya turun dari 130 knot menjadi 125 knot, waktu yang dibutuhkan harus lebih dari 3 menit.

Baik pada waktu mengetes pipa pitot maupun pipa statik, apabila waktunya 1ebih dari 3 menit, maka berarti tidak ada kebocoran.

ISOLASI CHECK.

Isolasi check antara kawat penghantar dengan.frame dan pitot Ihesd harus dilakukan sebagai herikut:

Pitot heater switch harus di " on "kan sampai cukup panas, kemudian di "off " kan; tahanan isolasi diukur (dengan ohmmeter) pada waktu masih panas deognn menggunakan tegangan 500 volt, isolasinya harus lebih dari 20 mega ohm. Kemudian dibiarkan supaya pipa pitot menjadi dingin, dan kita ukur lagi isolasinya dengan tegangan 500 volt. Tahanan isolasinya tidak boleh kurang dari 20 mega ohm.

INSPEKSI PADA SISTIM PITOT STATIK.

Pipa pitot harus diperiksa apakah lubang pembuang (drain holes), lubang pitot dan lubang statik tidak rusak. Apabila pipa pitot

dilengkapi dengan elemen pemanas dan ammeter, maka arus yang mengalir pada pemanas ini harus kita lihat.

Elemen pemanas yang menggunakan

12 volt= 10 sampai 10,83 amp.

24 volt = 5 sampai 5,416 amp.

3. INSTRUMEN MOTOR (Engine – Instrumen)

1. OIL PRESSURE INDICATOR (Indikator Tekanan Oli).

Oil pressure indicator diperlukan pada pesawat terbang supaya kita dapat mengetahui besarnya tekanan oli yang dipergunakan untuk melumasi bearings (bantalan) dan bagian-bagian engine yang bergerak. Pengukuran tek.anan oli ini dilakukan dengan mempergunakan Bourdon Tube. Indikator Bourdon tube dihubungkan dengan sumber tekanan oli di engine dengan pipa kecil yang terbuat dart logam. Gambar 32. menunjukkan konstruksi bagian dalam dari suatu oli pressure indicator dengan mekanisme Bourdon tube.

Dengan penggunaan lever, sector gear dan pinion untuk memutar pointer kita dapat mengetahui besarnya tekanan dengan melihat posisi pointer pada dial yang angka-angkanya sudah dikalibrasikan menjadi satuan tekanan dalam psi atau kg / cm^2

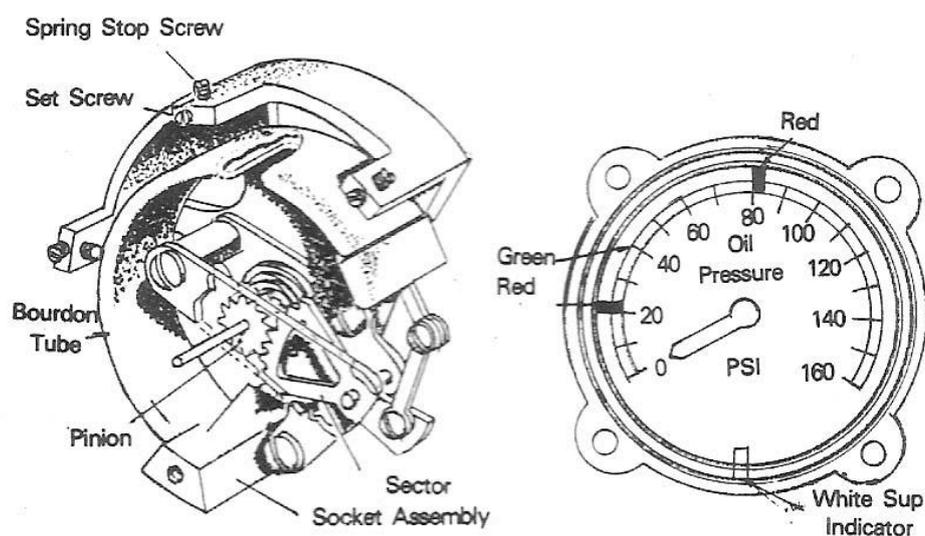
Didalam waktu yang tekanan oli ini mengalami penurunan dan penambahan dalam waktu yang relatif singkat; hal ini disebabkan karena pressure regulator yang pekerjanya menutup dan

membuka, sehingga pointer pada indikator memberikan penunjukan yang fluctuate (bergetar).

Untuk menghindari penunjukan yang bergetar ini dipasangkan suatu alat yang dinamakan ORIFICE dan ditempatkan sebelum indikator.

Orifice ini merupakan suatu lobang kecil yang berfungsi sebagai restrictor. Apabila tekanan dalam sistem bergetar maka orifice ini akan meredam getaran tersebut, sehingga tekanan oli yang masuk ke dalam Bourdon tube tidak mengalami getaran.

Selain mencegah penunjukan yang bergetar, orifice ini juga dimaksudkan untuk mencegah terlalu banyaknya oli yang hilang apabila terjadi kebocoran pada adikatornya.

Untuk mengetahui apakah indikator ini masih baik atau tidak, maka perlu dikalibrasi penunjukannya, yaitu dengan mempergunakan tester yang dinamakan ” DEAD WEIGHT TESTER

Gambar 32. *Oil Pressure Indicator*

2. FUEL PRESSURE INDICATOR (Indikator tekanan bahan bakar).

Fuel pressure indicator adalah suatu pressure differential instrument yang mekanisme indikatornya dapat mempergunakan Bourdon tube ataupun belows.

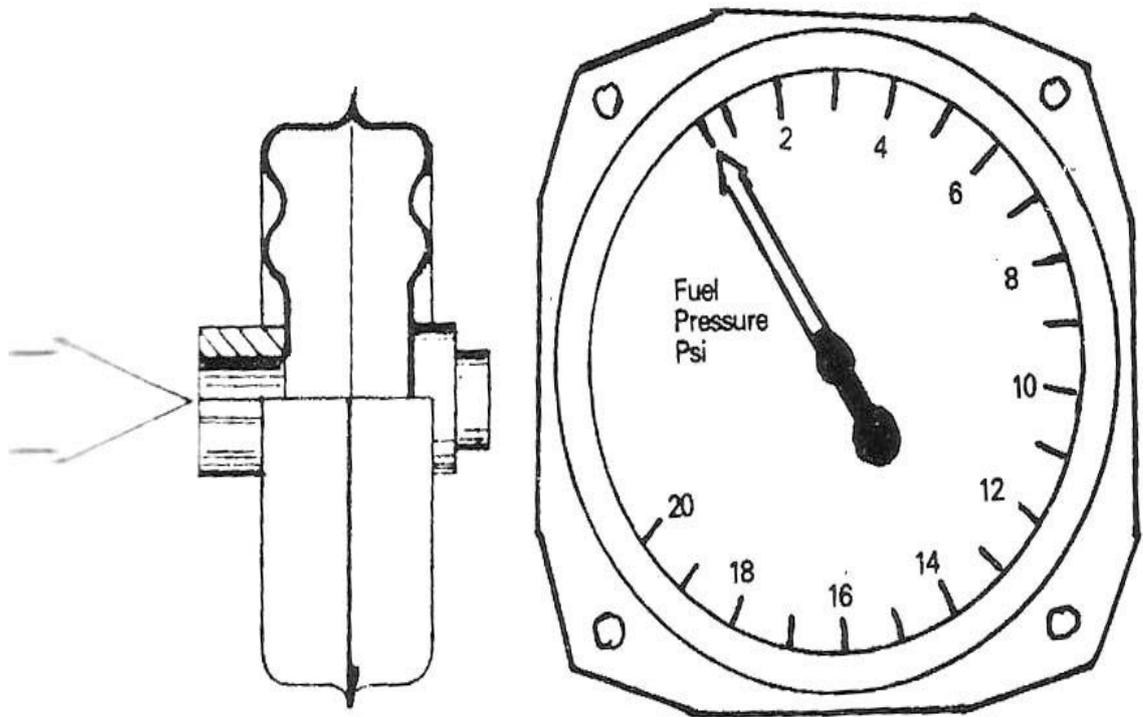
Indikator ini juga dapat menggunakan sistem langsung atau tidak langsung seperti halnya oil pressure indicator, di mana transmitternya berupa kapsul atau diafragma.

Rumah instrumen ini dihubungkan dengan udara luar (dengan tekanan atmosfir) sehingga penunjukan pada dial adalah merupakan perbedaan tekanan dalam sistem bahan bakar dengan tekanan atmosfir pada setiap ketinggian.

Instrumen ini berguna untuk memberikan peringatan kepada pilot kegagalan operasi engine akibat kerusakan pada sistem bahan bakar dan juga memberikan penunjukan bahwa bahan bakar mengalir normal dengan tekanan yang konstan ke karburator sebelum pesawat tinggal landas (take-off) dan juga memberikan tanda-tanda adanya gangguan aliran bahan bakar dari sistem hingga karburator. Konstruksi bellows yang dipergunakan sebagai mekanisme penggerak. pada sistem penunjukan langsung tertera seperti pada gambar 33, dan sebagai penggerak pointer dipergunakan mekanisme konvensional.

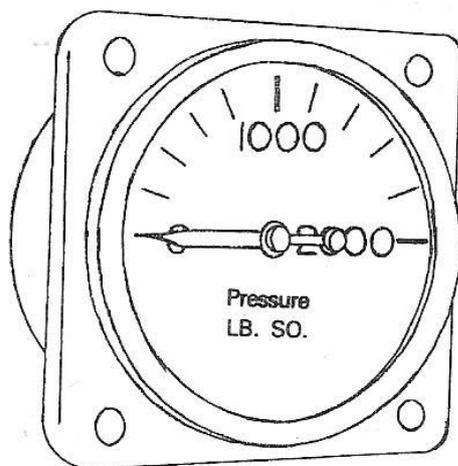
Dalam gambar 33 juga terdapat tipe suatu fuel pressure indicator dimana dua sistem tekanan digabung menjadi satu tempat, akan tetapi pointer maupun mekanismenya terpisah untuk masing-masing sistem. Instrumen jenis ini biasanya dipergunakan pada pesawat yang mempunyai engine lebih dari satu (multi engine)

Seperti fuel pressure indicator untuk engine No. 1 dan engine No. 2, atau engine kiri dan engine kanan. Hal ini bertujuan untuk mengurangi berat instrumen secara keseluruhan dan juga untuk menghemat tempat dalam kokpit.

Fuel pressure indicator sistem tidak langsung umumnya transmitternya ditempatkan pada Firewall dari pesawat, sehingga mengurangi bahaya kebakaran dalam kokpit apabila terjadi kebocoran pada.instrumen.

Gambar 33. Fuel Pressure Indikator

HYDRAULIC PRESSURE INDICATOR (TEKANAN HIDROLIK).

Mekanisme yang dipakai untuk menaikkan dan menurunkan landing gear (roda pendarat) atau flaps dan brakes pada kebanyakan pesawatl terbang besar dipergunakan sistem hidrolik; dengan demikian diperlukan penunjuk tekanan untuk dapat memberikan indikasi berfungsi tidaknya sistem hidrolik tersebut. Hydraulic pressure indicator di disain untuk memberikan indikasi tekanan pada seluruh sistem atau tekanan masing-masing unit pada sistem.

Instrrumen tekanan hidrolik ini pada umumnya mempergunakan mekanisme Bourdon tube seperti terlihat pada gambar.34 , dan kemampuan menunjukkan tekanan bisa mencapai 2000 psi. Sumber tekanan untuk sistem hidrolik ini di hasilkan dari pompa hidrolik yang diputar oleh engine atau diputar oleh suntu motor listrik. Pada beberapa pesawat dipergunakan accumulator untuk mempertahankan sistem dalam keadaan bertekanan, sehingga indikator akan terus menunjuk, sedangkan pada sistem yang hanya membutuhkan tekanan selama bekerja maka, indikatornya hanya menunjuk selama sistem hidrolik digunakan.

Gambar 34. Hydraulic Indicator

4. MANIFOLD PRESSURE INDICATOR (Tekanan Manifold).

Manifold pressure indicator adalah salah satu instrumen yang sangat penting pada pesawat terbang yang mempergunakan motor piston, karena tenaga Yang dihasilkan oleh motor piston akan sebanding dengan banyaknya campuran bahan bakar dan udara untuk pembakaran.

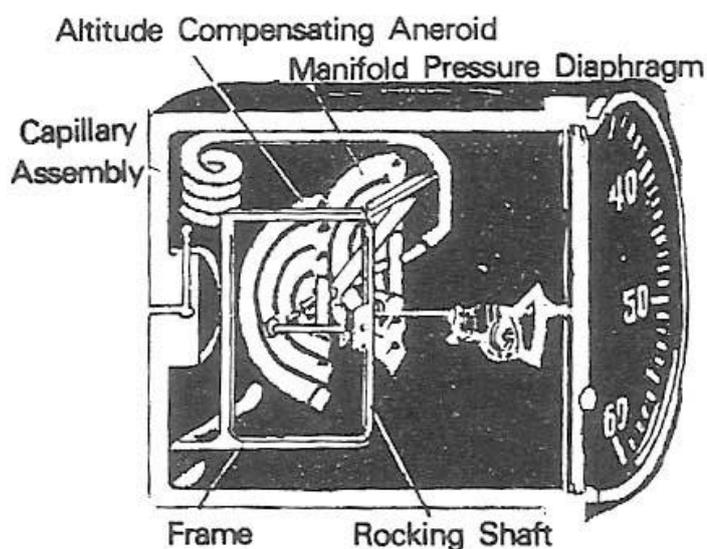
Jumlah massa campuran ini sangat sulit diukur dari yang dapat dipakai sebagai referensi adalah mengukur besarnya tekanan absolut di dalam intake manifold sebelum intake valve (klep masuk).

Gambar 35, memperlihatkan skema dari salah satu tipe manifold pressure indicator. Lobang pada bagian belakang dari rumah instrumen ini adalah tempat untuk menghubungkan manifold dan indikatornya melalui pipa kapiler. Indikator ini terdiri dari aneroid capsule dan linkage (batang penghubung) untuk meneruskan gerakan dari capsule ke pointer dengan skala pengukuran pada dial dalam inch Hg. Tekanan manifold masuk ke capsule melalui *damping tube* (tabung peredam) yang terdiri dari pipa kapiler dengan bentuk melingkar pada bagian belakang rumah instrumen. Damping tube ini berguna sebagai pengaman yaitu untuk mencegah kerusakan instrumen akibat terjadinya *back firing* pada engine.

Selama engine tidak berputar, manifold pressure indicator memberikan penunjukan tekanan barometer setempat dan apabila engine berputar idling tekanan pada manifold lebih rendah dari tekanan barometer setempat (kira-kira 12 sampai 15 inch Hg). Semakin jauh throttle dimajukan ke depan, maka semakin banyak

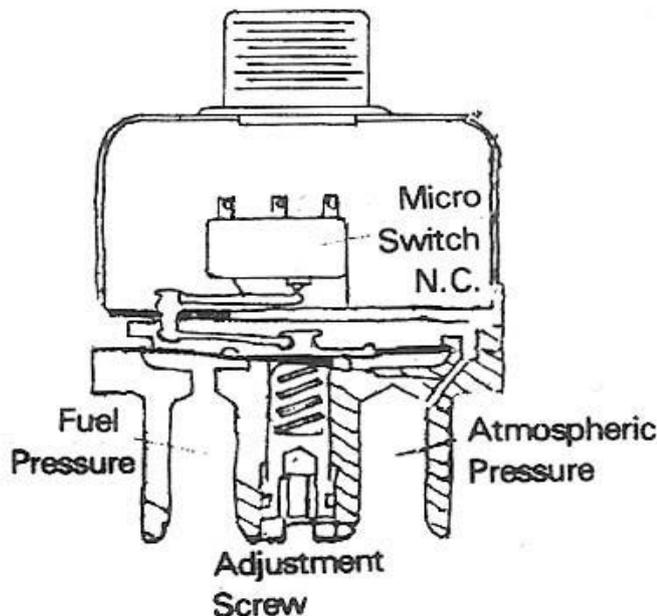
campuran bahan bakar dan udara yanng masuk ke dalam intake manifold dan akibatnya tekanan manifold semakin besar.

Engine yang tidak mempergunakan supercharger mempunyai tekanan manifold, yang selalu lebih rendah dari tekanan atmosfir meskipun pada maximum power, sedangkan supercharger engine tekanan manifold bisa melebihi tekanan atmosfir, kerusakan manifold pressure indicator biasanya terjadi pada mekanismenya yang patah, bengkok, dsb (pointer tidak bisa bergerak), sehingga harus diganti dengan instrumen yang masih baik.

Adakalanya instrumen ini memberikan penunjukan tetapi tidak telili, kemungkinannya adalah adanya kebocoran pada pipa atau kapsulnya sendiri. untuk mengetahui kebocoran ini dimasukkan udara bertekanan melalui pipa penghubung hingga pointer menunjukkan tekanan 50 inch Hg, kemudian pipa penghubung tadi ditutup dan apabila tekanannya berkurang hingga mencapai tekanan atmosfir maka ini menunjukkan adanya kebocoran dan dengan demikiau dapat ditelusuri di bagian mana yang bocor

Gambar 35. *Manifold Pressure Indicator*

5. PRESSURE SWITCH.

Adalah sangat penting bagi pilot untuk segera mengetahui sistem (fuel. oli, hydrolic dsb) dari pesawat dalam keadaan bahaya, pada situasi demikian; sebagian sistem pesawat mempergunakan pressure switch sebagai alat untuk memberikan peringatan (warning) apabila tekanan di dalam sistem terlalu rendah atau terlalu tinggi. Pada umumnya lampu-lampu peringatan ditempatkan di instrument panel sebagai indikasi dan ada juga yang mempergunakan signal suara (audible signal) sebagai indikasi di kokpit atau kedua-duanya .

Pressure switch adalah suatu mekanisme yang digerakkan tekanan untuk membuka atau menutup kontak-kontak listrik (electrical switches) sesuai dengan keadaan tekanan di dalam system. Gambar 36 menunjukkan salah satu pressure switch yang dipergunakan untuk memberikan indikasi peringatan (warning) apabila fuel pressure rendah

Gambar 36. Fuel Pressure Switch.

Pressure port dihubungkan dengan pressure inlet dari karburator atau fuel control unit dan vent port ke udara luar. Fuel pressure berada pada bagian bawah diaphragma ini bergerak; gerakan ini diteruskan oleh batang penggerak (actuating arms) untuk menggerakkan micro switch membuka atau menutup.

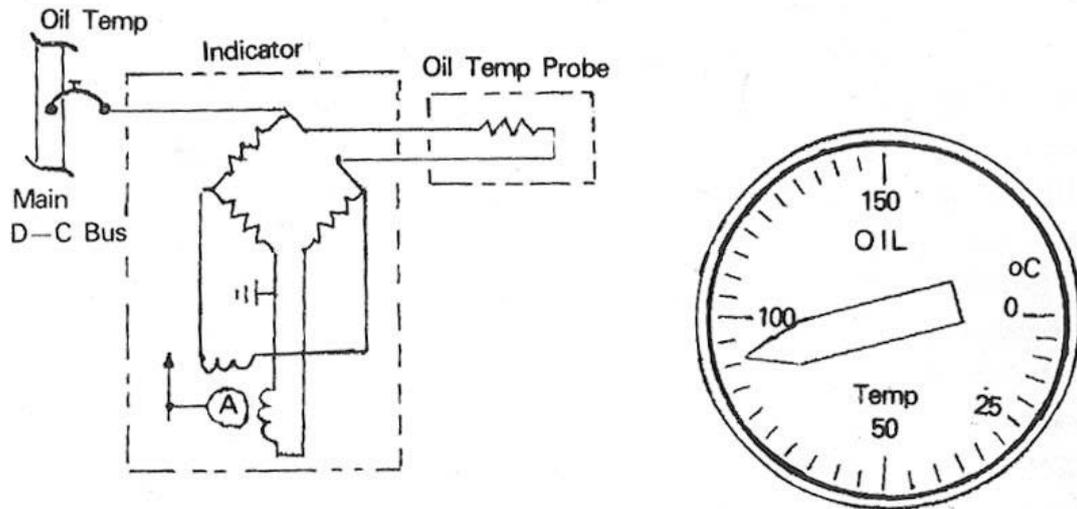
6. OIL TEMPERATUR INDICATOR.

Sistem penunjukkan temperatur oli terdiri dari resistance sensing element (probe), indikator dan kabel-kabel (wires) untuk menghubungkan probe dengan indikator.

Setiap engine (untuk multi engines) mempunyai sistem penunjukan sendiri. Sensing element (probe) bisa ditempatkan pada saluran outlet oil pressure pump (disebut dengan inlet oil temperatur indicator) atau pada saluran oli sebelum oil cooler (disebut dengan outlet temperature indicalion), akan tetapi yang banyak dipergunakan adalah dengan inlet oil temperature

indication. Temperature probe ini terdiri dari sebuah resistor yang sensitip terhadap perubahan temperatur oli.

Kenaikan atau penurunan temperatur oli akan menyebabkann harga tahanan dari resistor berubah. Resistor pada probe ini dihubungkan secara lislrik dengan indikator dan membentuk satu kaki dari bridge circuit (rangkaian jembatan) sedangkan indikatornya terdiri dari rangkaian jembatan yang tidak balance (seimbang) dan moving coil untuk menggerakkau poiter.

Gambar 37 adalah salah satu jenis oil temperatur indikator yang dipakai pada pesawat Lockheed.

Gambar 37. *Oil Temperature Indicator*

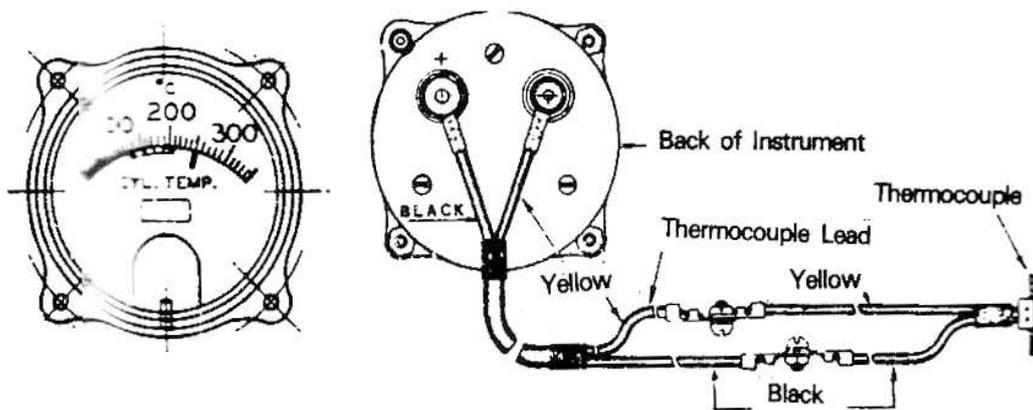
Perubahan temperatur pada probe akan mengakibatkan keseimbangan pada jembatan berubah, sehingga arus listrik akan mengalir dan kaki jembatan yang mempunyai resistance lebih kecil ke coil C_1 dan besar kecilnya arus yang mengalir akan tergantung dari besarnya ke-tidak-seimbangan pada jembatan.

hal ini akan menentukan besar kecilnya defleksi dari pointer yang dihubungkan secara mekanik dengan coil C_1 dan hasilnya menunjukkan temperatur oli. Coi1 C_2 dihubungkan seri dengan satu kaki jembatan yaitu untuk kompensasi perubahan temperatur di sekeliling indikator. Skala penunjukan yang sudah dikalibrasikan pada indikator berkisar antara 25°C sampai 150°C.

7. CYLINDER HEAD

TEMPERATURE INDICATOR.

Instrumen ini dipakai untuk mengukur temperatur kepala silinder dan Barrel (silinder Block) pada engines berpendingin udara.

Cylinder head temperatur indicator terdiri dari sebuah Indicator, termokopel dan termokopel leads (kabel termokopel) seperti terlihat pada gambar 38.

Gambar 38 *Cylinder Head Temperatur Indicator*

Termokopel ini pada umumnya dipasangkan pada master,silinder untuk radial engines, atau pada cylinder yang mendapat pendinginan paling sedikit (silinder paling belakang).

Untuk indikatornya bisa mempergunakan tipe moving coil atau moving magnet. Indikator pada gambar 38 adalah tipe moving coil. Coil tersebut apabila mendapat arus listrik dari hasil perbedaan temperatur antara hot-junction dan cold

junction bergerak berputar membawa pointer dan untuk mengimbangi gerakan ini dipergunakan dua buah phosphor bronze

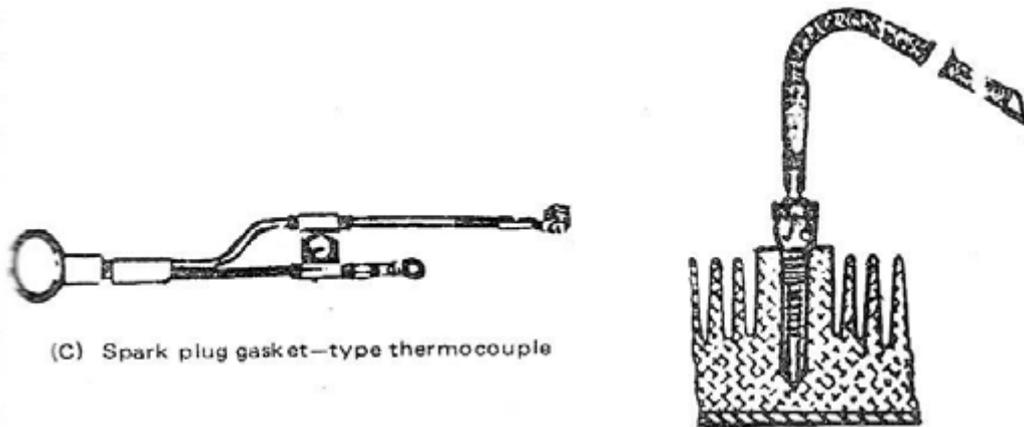
spring (control spring) agar supaya pointer berhenti menunjuk pada posisi tertentu apabila kedua gaya yang herlawanan antara coil dan spring dalam keadaan seimbang, dan spring ini juga berguna sebagai penghantar arus ke coil; skala penunjukan berkisar antara 00 sampai 350°C.

Mekanisme ini ditempatkan pada kotak bakelit (bakelite case) dan ditutup dengan static shield thermocouple lead dibuat dari bahan besi (iron) dan constantan (campuran tembaga dan nikel).

Thermocouple leads ini mempunyai panjang yang standar yaitu 15 feet, 25 feet dan 30 feet dan masing-masing mempunyai standar tahanan sebesar 2 Ohm. Untuk mendapatkan tahanan yang seragam dengan panjang yang berbeda maka dipakai kabel yang ukurannya berbeda pula, yaitu untuk lead 15 feet dipergunakan kawat (wire) no. 16, lead 25 feet mempergunakan no. 14 dan untuk yang 35 feet digunakan no. 12.

Leads (kabel-2) ini di isolasi dan mempunyai terminal yang baik untuk menghubungkan kedua ujungnya.

Untuk mendapatkan penunjukan temperatur yang sebenarnya, maka perlu dikompensasikan terhadap perubahan temperatur pada cold junction. Hal ini bisa diatasi dengan mempergunakan bimetallic spiral Spring dimana ujung luarnya dipasangkan pada salah satu control spring dari indikator, dan dengan demikian indikator ini tidak hanya digerakkan oleh voltage dari termokopel, akan tetapi juga oleh temperatur sekeliling indikator itu sendiri.

Pemasangan termokopel untuk silinder head temperature indicator adalah pada spark-plug (busi) yang disebut gasket type thermocouple dan dibuatkan lobang tersendiri pada kepala silinder untuk bayonet type thermokopel

Gambar 39. Tipe-tipe Cylinder Head Temperature Thermocouple

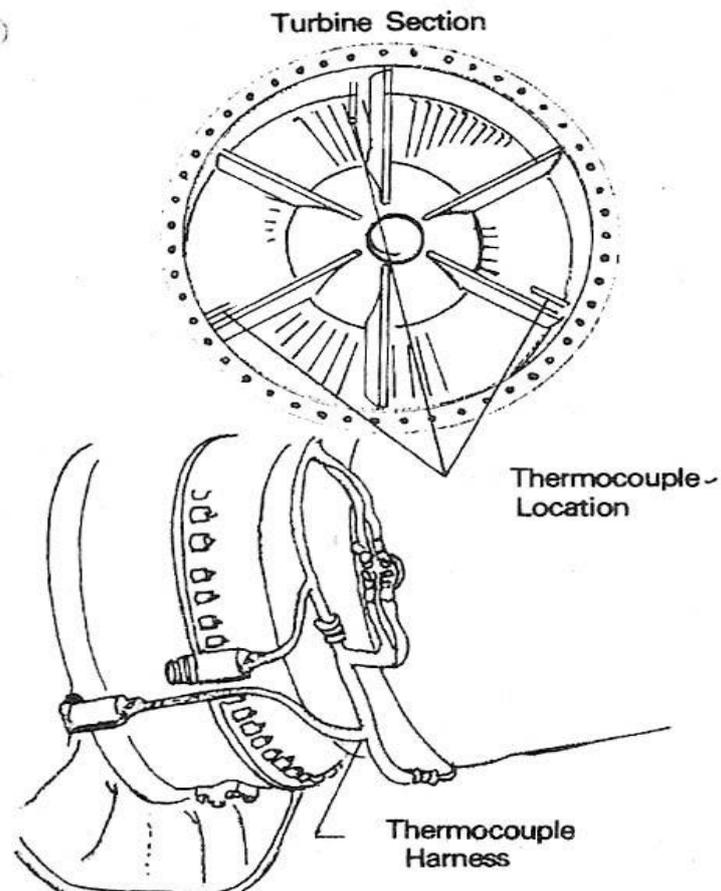
8. EXHAUST GAS TEMPERATURE INDICATOR.

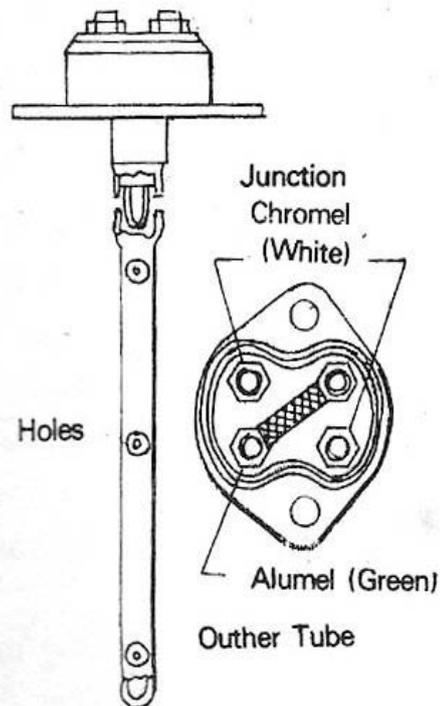
EGT. (Exhaust Gas Temperature) adalah suatu factor yang kritis dalam operasi suatu motor turbin, sehingga sangat penting untuk mengetahui temperatur gas dalam engine selama engine tersebut bekerja.

Apabila EGT naik melebihi limit tertentu, maka akan menyebabkan kerusakan yang serius pada komponen-komponen dari engine. Dengan alasan-alasan tersebut di atas, maka EGT indikator dipasangkan untuk dapat memonitor temperatur dari exhaust gas.

Sistem petunjukan EFT memberikan penunjukan temperatur yang dapat dilihat di dalam kokpit, dimana pengukuran Temperatur inidiambil dari temperatur gas setelah meninggalkan turbin. (Turbine Outlet Temperatur disingkat menjadi TOT) pada suatu jenis motor turbin ada kalanya pengukuran temperatur ini diambil dari temperatur gas sebelum memasuki turbin. (Turbine Inlet Temperature) yang disingkat dengan TIT.)

Sistim penunjukan yang umum dipakai adalah TOT, karena sistim TIT mempunyai kerugian-kerugian seperti : jumlah termokopel yang dibutuhkan lebih banyak dan temperatur sekeliling di mana termokopel tersebut ditempatkan lebih tinggi.

Beberapa termokopel dipasang di sekeliling rumah turbin dan ditempatkan pada jarak tertentu satu sama lainnya, di mana rangkaian termokopel ini dihubungkan secara paralel satu sama lain, yaitu untuk mendapatkan Temperatur rata-rata pada masing-masing termokopel atau dengan kata lain temperatur rata-rata dari exhaust gas yang telah melewati turbin.

Gambar 40. Lokasi Termokopel pada motor Turbin

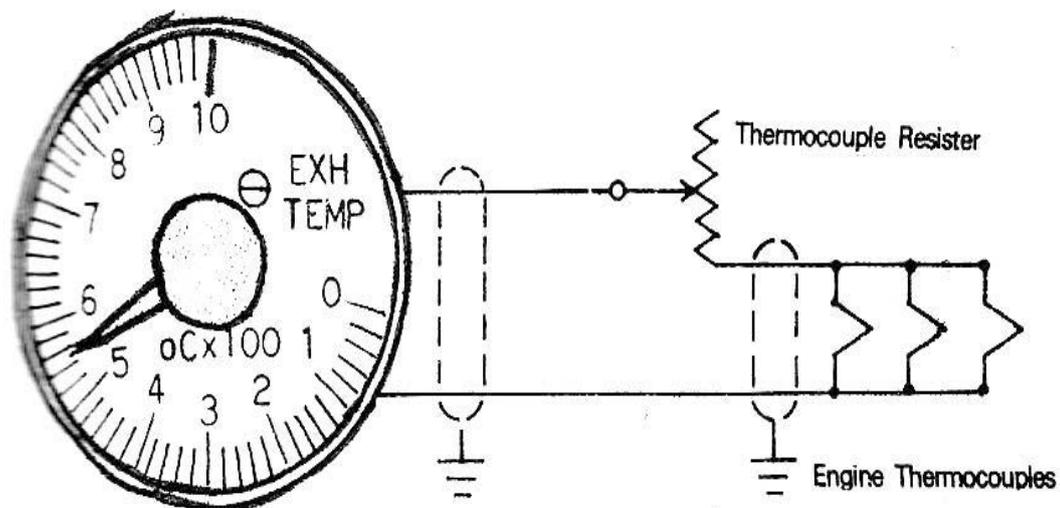
Pada gambar 40 tampak penempatan termokopel pada salah satu jenis motor turbin dan gambar 41 adalah termokopelnya sendiri. Termokopel-termokopel ini mengukur EGT dalam millivolt, yaitu hasil dari perbedaan temperatur pada hot junction dan coil junction dan kemudian arus listrik tersebut dialirkan ke indikator melalui resistor yang dapat di-ubah-ubah tahanannya.

Gambar 41. Thermokopel Probe Untuk Motor Turbin.

Resistor termokopel ini ditempatkan dibagian belakang instrumen dalam indikator, dihubungkan seri dengan rangkaian termokopel yang dipergunakan menyetel tahanan rangkaian untuk mendapatkan sensitivitas dan ketepatan yang maximum. Untuk indikatornya dapat dipergunakan moving coil instruumn atau moving magnet instrumen Hubungan antara termokopel dan indicator yang dapat menunjukkan temperatur hingga 1000°C terlihat pada gambar 42.

9. TACHOMETER INDICATOR.

Tachometer indicator adalah suatu instrumen untuk menunjukkan kecepatan berputar poros engkol (crankshaft) pada

motor piston dan kecepatan rotor utama (main motor) pada motor turbin.

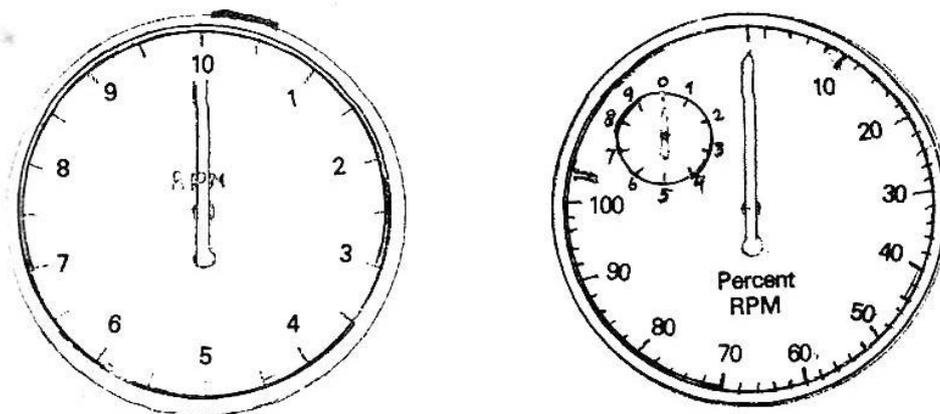
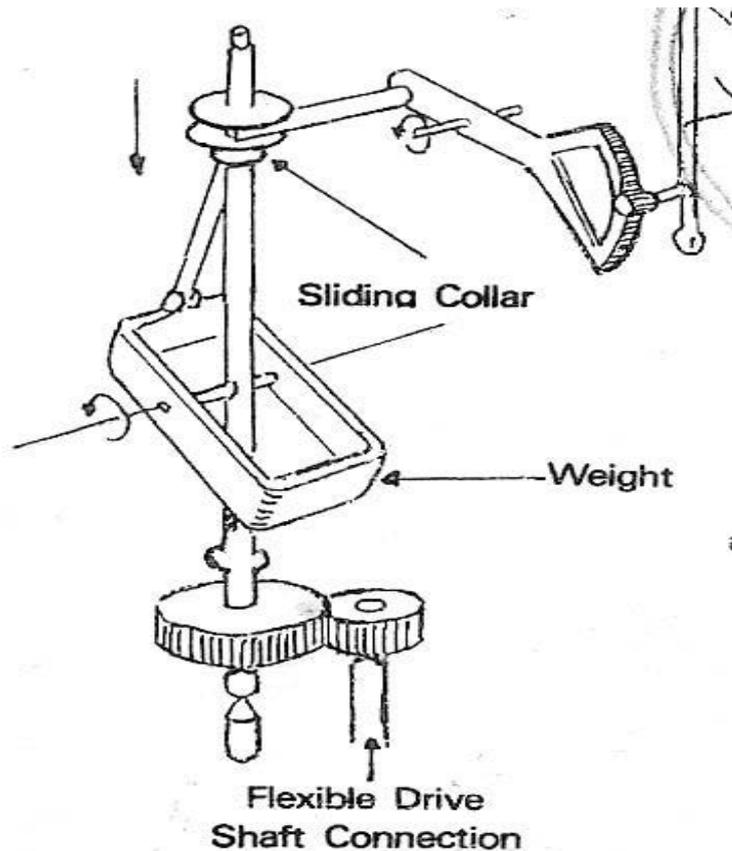
Skala penunjukan (indicating dial) pada tachometer indicator yang dipakai untuk motor piston dikalibrasikan menjadi R.P.M. (revolution per minute) seperli pada gainbar 43A sedangkan tachometer indicator pada motor turbin dikalibrasikan menjadi persentase R.P.M. (% RPM) seperti pada gambar 43B

Gambar 42. Exhaus Gas Temperatur Indicator

Tachometer sistem yang banyak dipakai pada pesawat terbang adalah sistem mekanik (mechanical system) dan sistem elektrik (electrical system).

9.1. Tachometer sistem Mekanik (Mechanical Tachometer system).

9.1.1.Centrifugal type tachomter indicator

Indikator ini dinamakan centrifugal tipe dikarenakan cara kerjanya mempergunakan sistem sentrifugal. Hubungan antara engine dan indikator di kokpit adalah dengan mempergunakan flexible cable.

Indikatornya terdiri dari komponen-kotuponen seperli spindle yang diputar oleh flexible drive shaft, bandulan (flyweight) yang dipasangkan pada spindle, sliding collar yang bebas bergerak turun naik pada spindle yang berputar; sektor gear, pinion gear pointer seperti terlihat pada gambar 43 berikut

Gambar 43. Skala Penunjukan Tachometer Indicator

Gambar 44. Centrifugal Type Tachometer Indicator

CARA KERJA : Apabila engine berputar maka, putaran ini diteruskan melalui flexible drive shaft untuk memutarkan spindle pada indicator. Perputaran spindle yang juga memutar bandulan (weight) akan mengakibatkan timbulnya gaya centrifugal. Gaya centrifugal yang dihasilkan ini mempunyai tendensi untuk membawa bandulan ke posisi horisontal; akibatnya sliding collar akan di tarik ke bawah. Pergerakan sliding

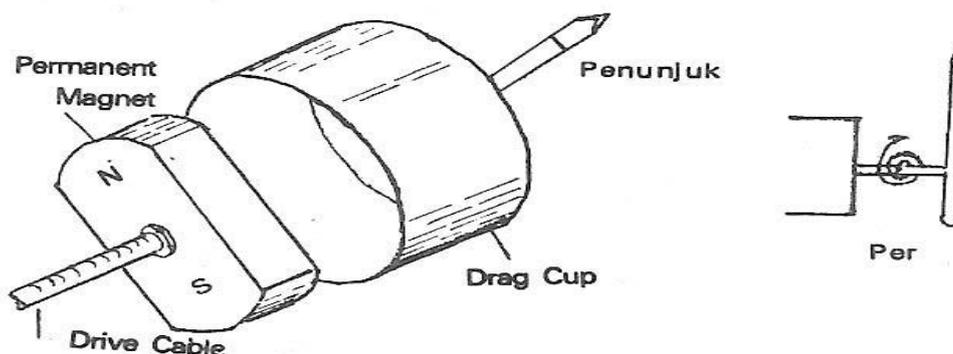
collar ini diteruskan pada sector gear untuk memutar pinion gear di mana pointer dipasangkan satu shaff dengannya, sehingga memberikan penunjukan RPM pada dial.

Makin besar putaran engine maka makin besar pula putaran pada spindle dan juga gaya centrifugalnya; akibatnya sliding collar

bergerak semakin ke bawah,sector gear berputar lebih banyak dan pointer menunjuk angka yang lebih besar. Untuk mendapatkan penunjukan yang tidak berubah-ubah pada RPM tertentu maka dipasangkan hair spring pada axis bandulan (weight) sebagai balancing untuk mengimbangi gaya sentrifugal sehingga setiap penambahan gaya sentrifugal karena penambahan RPM dapat menambah penunjukan pada pointer dan apabila gaya centrifugal sudah sama dengan spring tension maka pointer akan berhenti pada posisi tersebut.

9.1.2 Magnetic drag cup type tachometer indicator.

Sama halnya dengan centrifugal type, maka tipe ini juga mempergunakan flexible drive shaft untuk menghubungkan engine dan indikator.

Indikator tipe ini terdiri dari permanen magnet yang langsung diputar oleh flexible drive shaft sesuai dengan putaran engine, drag cup, hair spring dan pointer. (lihat gambar 45).

Gambar 45 Magnetic Drag Cup Type Tachometer Indicator

Apabila motor berputar, maka permanen magnet yang dihubungkan dengn flexible drive shaft pada indikator akan berputar sama dengan putaran motor, karena adanya gerakan relatif antara permanen magnit dengan drag cup maka drag cup akan mendapat induksi arus berputar (eddy current). Arus berputar (eddy current) ini menimbulkan medan magnet pada drag cup yang mana mendapat reaksi medan magnet dari permanent margnet dan sesuai dengan hukum Lenz maka akan selalu timbul tendensi untuk melawan arus induksi yang dihasilkan; hal ini menimbulkan reaksi torque dari medan-medan magnit dan reaksi torque dari medan-medan magnit ini menyebabkan

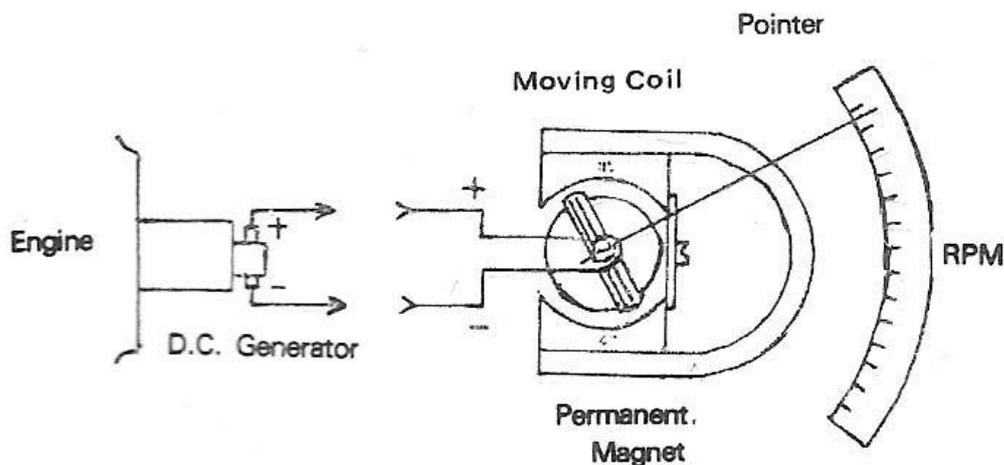
drag cup berputar terus menerus searah dengan putaran permanent magnet dan pointer mendapat putaran yang sama dengan drag cup. Untuk menghindari perputaran drag cup yang terus menerus maka pada batang penghubung dengan pointer dipasang spring (hair-spring) yang sudah dikalibrasikan untnk mengimbangi reaksi torque, sehingga drag cup akan berhenti pada posisi tertentu apabila torque tersebut sudah seimbang dengan tensi dari spring. Dengan demikian setiap penambahan RPM pada motor akan mengakibatkan penambahan reaksi torque dan drag cup berputar semakin bertambah; demikian juga dengan pointer akan menunjukkan RPM yang lebih besar, dan sebaliknya.

9.2.Tachometer Sistem Electrik.

Pada pesawat-pesawat besar dengan multi-engines, jarak antara engines dengan cokpit cukup jauh, maka penggunaan flexible drive shaft untuk menggerakkan tachometer indicator seperti pada pesawat-pesawat kecil tidak memungkinkan. Sebagai pengganti sistem di atas dikembangkan penggunaan tachometer elektrik.

Tachometer elektrik dibagi menjadi dua jenis yaitu

a) D.C. Tachometer sistem.

Sistem ini menggunakan sebuah D.C. generator yang sederhana diputar oleh engine, di mana arus listrik yang dihasilkan diteruskan ke suatu voltmeter yang sudah dikalibrasikan menjadi skala RPM dicockpit dengan menggunakan kabel-kabel listrik (gambar 46,). Tegangan arus listrik yang dihasilkan D.C. generator ini berbanding lurus dengan besarnya putaran engine; dengan demikian penunjukan dari voltmeter adalah menunjukkan besarnya putaran engine setiap menit (RPM).

Gambar 46 D. C. Tachometer System

b) A.C. Tachometer Sistem.

Tachometer yang banyak dan umum dipakai untuk penunjukan engine RPM adalah dengan menggunakan alternator tiga phase yang diputar oleh engine untuk mendapatkan arus A.C. tiga phase dimana frequensinya ditentukan oleh besarnya engine RPM.

Arus dari alternator ini dialirkan ke suatu synchronous motor tiga phase pada tachometer indikator.Kecepatan putaran motor ditentukan oleh frequensi arus yang dihasilkan alternator dari putaran engine.

Gambar 47 memperlihatkan A.C. tachometer sistem. Alternator yang diputar oleh engine menghasilkan anus A.C. tiga phase yang kemudian disalurkan melalui kawat-kawat listrik ke synchronous motor.

Arus tiga phase ini menimbulkan medan magnet yang berputar pada stater dari synchronous motor. Rotor dari synchronous motor ini adalah permanen magnet yang kemudian meluruskan diri dengan medan magnet yang berputar dan hasilnya rotor dari synchronous motor ini akan berputar sebesar putaran alternator. Synchronous motor tersebut dipergunakan memutar sebuah magnet di dalam drag cup, sehingga menyebabkan drag cup berputar dan menggerakkan indicating needle (pointer).

Seperti pada penjelasan sebelumnya, gerakan drag cup diimbangi oleh tensi dari spring; gerakan drag cup ini akan berhenti pada suatu posisi di mana gaya

b) A.C. Tachometer Sistem.

Tachometer yang banyak dan umum dipakai untuk penunjukan engine RPM adalah dengan menggunakan alternator tiga phase yang diputar oleh engine untuk mendapatkan arus A.C. tiga phase dimana frequensinya ditentukan oleh besarnya engine RPM.

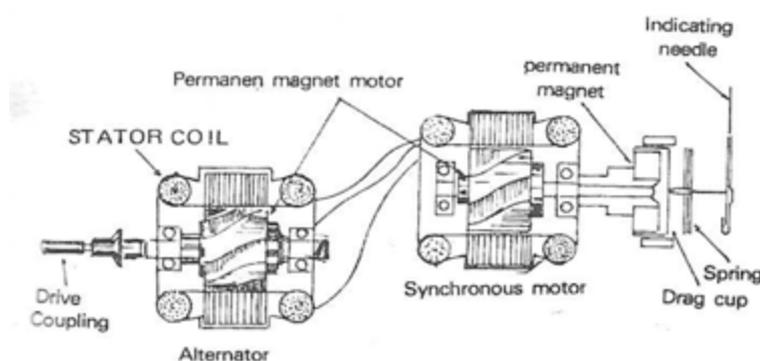
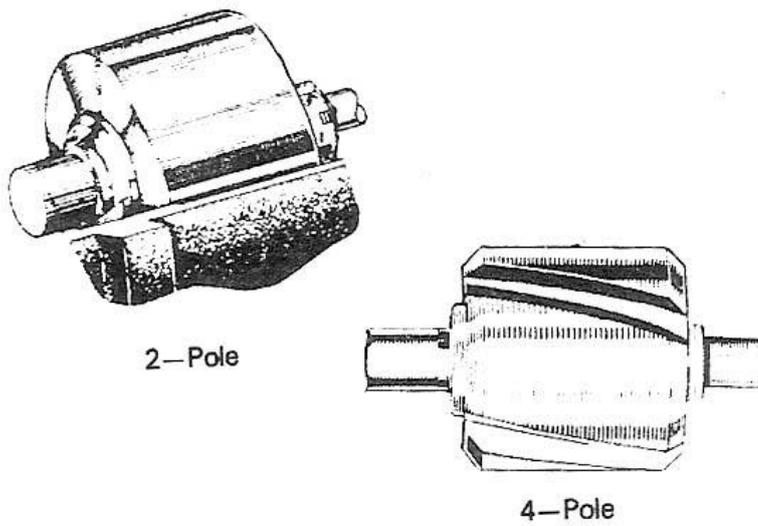
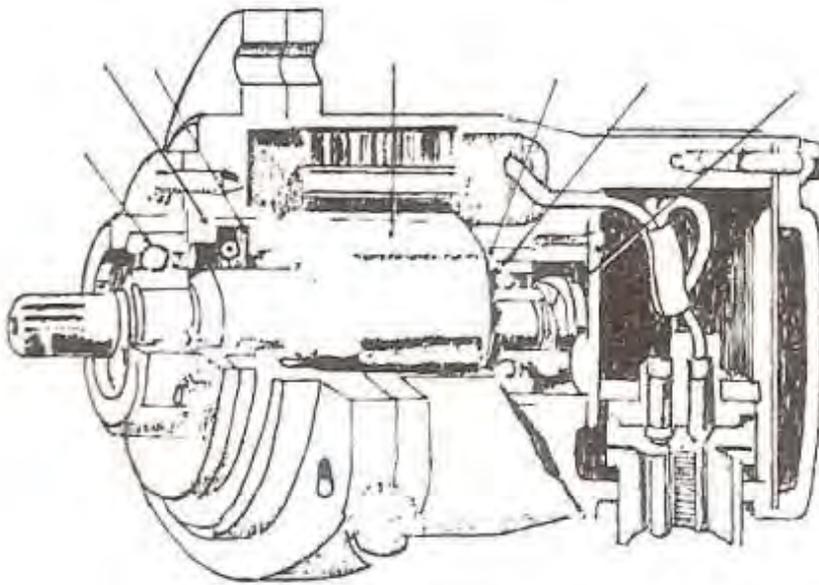
Arus dari alternator ini dialirkan ke suatu synchronous motor tiga phase pada tachometer indikator.Kecepatan putaran motor

ditentukan oleh frequensi arus yang dihasilkan alternator dari putaran engine.

Gambar 47 memperlihatkan A.C. tachometer sistem. Alternator yang diputar oleh engine menghasilkan anus A.C. tiga phase yang kemudian disalurkan melalui kawat-kawat listrik ke synchronous motor.

Arus tiga phase ini menimbulkan medan magnet yang berputar pada stater dari synchronous motor. Rotor dari synchronous motor ini adalah permanen magnet yang kemudian meluruskan diri dengan medan magnet yang berputar dan hasilnya rotor dari synchronous motor ini akan berputar sebesar putaran alternator. Synchronous motor tersebut dipergunakan memutar sebuah magnet di dalam drag cup, sehingga menyebabkan drag cup berputar dan menggerakkan indicating needle (pointer).

Seperti pada penjelasan sebelumnya, gerakan drag cup diimbangi oleh tensi dari spring; gerakan drag cup ini akan berhenti pada suatu posisi di mana gaya

dari drag cup sama besar dengan tensi spring. Dengan demikian pointer akan bergernk sebanding dengan besarnya putaran engine dan memberikan pembacaan pada skala RPM

Gambar 47. A.C Tachometer System

Gambar 48. Rotor Tacho Generator

Gambar 49 Konstruksi Tacho Generator

10. TACHOMETER GENERATOR

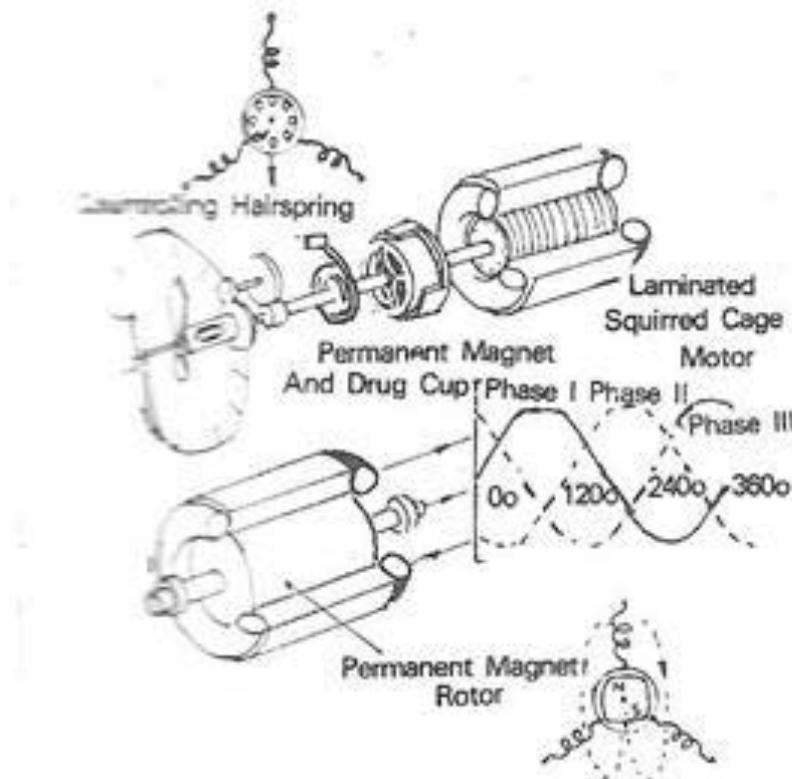
Generator ini terdiri dari sebuah rotor, terbuat dari perruanen magnet, berputar di dalam stator yang mempunyai gulungan 3 phase hulttngan star. Rotor ini ada yang dua pole dan empat pole dan dijadikan magnet selelak dipasang pada stator. (Gambar 48).

Gambar 48. Rotor Tacho Generator.

Perlu diketahui bahwa pole-pole darI rotor dibuat membentuk sudut, sehingga apabila satu ujung dari pole melewati satu bagian gulungan stator maka ujung yang lain sudah memasuki gulungan stator berikutnya sehingga akan menghasilkan wave-form yang baik dan torque penggerak yang merata. Cara yang dipakai untuk memutar generator ini pada umumnya dengan memasang langsung pada motor (engine) atau pada accessories gear box dengan spline gear. (Gambar 49).

Apabila rotor dari generator ini berputar di dalam stator, setiap pole, melewati gulungan stator dan menghasilkan tiga wave atau phase arus bolak balik (A.C) yaitu 120^0 satu sama lain.

Besarnya voltage yang dihasilkan tergantung dari besarnya medan magnet dan kecepatan berputar dari rotor di dalam phase coil (Hukum Faraday). Pada setiap pasang pole magnit melewati setiap coil (gulungan), maka yang dihasilkan menjadi 1 cycle penuh pada frekuensi yang ditentukan oleh kecepatan berputar dari rotor. Dengan demikian kecepatan rotor dan frekuensi adalah herbanding langsung dan karena rotor diputar oleh motor (engine) pada perbandingan tertentu pula, maka frekuensi gaya gerak listrik

(EMF) yang dihasilkan adalah menjadi pengukur kecepatan motor (engine speed). Arus listrik yang dihasilkan oleh generator ini dihubungkan dengan indikator (gambar 50) di mana terdapat synchronous motor (motor listrik) sebagai penggerak dari pointer.

Gambar 50. A.C Tachometer Circuit.

11. FUEL QUANTITY INDICATING SYSTEM (SISTEM PENUNJUKAN JUMLAH BAHAN BAKAR).

Untuk operasi suatu pesawat terbang, penunjukan jumlah bahan bakar yang tepat setiap saat di dalam tangki sangat diperlukan

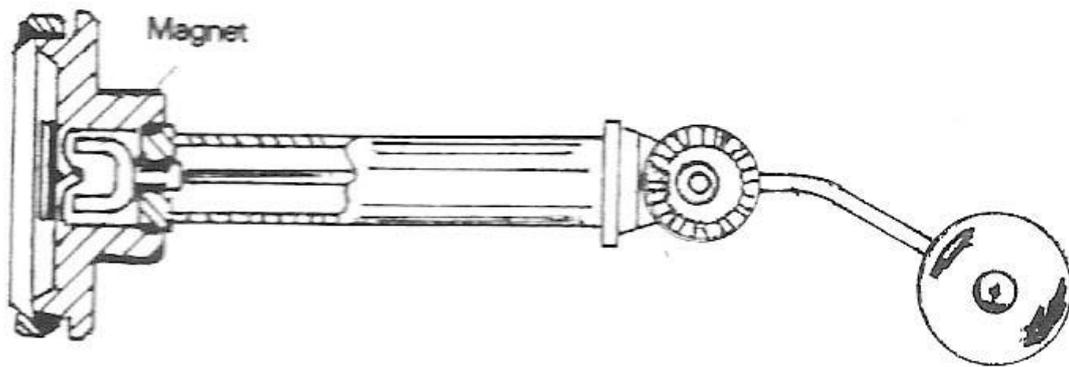
agar supaya penerbang dapat mengoperasikan pesawatnya sesuai dengan jumlah bahan bakar yang ada. Penunjukan jumlah ini biasa dalam satuan volume atau dalam satuan berat, akan tetapi umumnya mempergunakan.satuan berat, karena mempunyei dua keuntungan yaitu:

- Satuan berat mengukurr jumlah bahan bakar yang sebenarnya dapat dipakai untuk operasi suatu engine dimana satuan, berat tidak dipengaruhi oleh density (kepadatan) dan temperatur.
- Berat bahan bakar dapat langsung memberikan figur dalam gross weight (berat keseluruhan) dari suatu pesawat.

Ada beberapa tipe fuel quantity indicating system yang berbeda dalam prinsip kerja dan konstruksinya sedangkan penggunaan dari tipe-tipe ini tergantung dari tipe pesawat dan sistem bahan bakarnya.

11.1. Direct Reading Indicator (Sistem Penunjukan langsung).

Sistem penunjukan langsung (gambar 51 merupakan indikator jumlah bahan bakar yang sangat sederhana.)

Sistem ini menggunakan pelampung yang bergerak naik turun di atas permukaan'' bahan bakar di dalam tank sebagai penggerak bevel gear untuk memutar magnet. Pada ujung lain di luar tank terdapat pointer yang juga terbuat dari magnet, sehingga pergerakan dari magnet di dalam tank yang sesuai dengan tinggi rendahnya permukaan bahan bakar akan diikuti oleh pointer dan memberikan penunjukan jumlah bahan bakar di dalam tank.

Gambar 51. Direct Fuel Quantity Indicator.

11.2. D.C. Electrical indicator.

Bentuk paling sederhana dari sistem ini diperlihatkan seperti pada gambar 51.

Transmitter yang ditempatkan pada ujung atas sisi tegak dari tank unit terdiri dari pelampung, transmitting arm dan resistor. Pelampung bergerak naik turun sesuai dengan tinggi rendahnya permukaan bahan bakar di dalam tank, gerakan ini diteruskan oleh transmitter arm untuk merubah besar kecilnya harga tahanan dari resistor.

Indikator yang dipergunakan adalah suatu moving magnet instrument.

Perubahan jumlah bahan bakar di dalam tank akan mengakibatkan perubahan harga tahanan transmitter, sehingga menyebabkan perubahan

besar arus yang mengalir melalui coil A dan B. pada indikator. Besar kecilnya arus pada coil tersebut akan menentukan besar kecilnya medan magnet yang timbul. Permanent magnet yang jadi satu dengan pointer akan bergerak ke arah coil yang mempunyai medan magnet lebih besar.

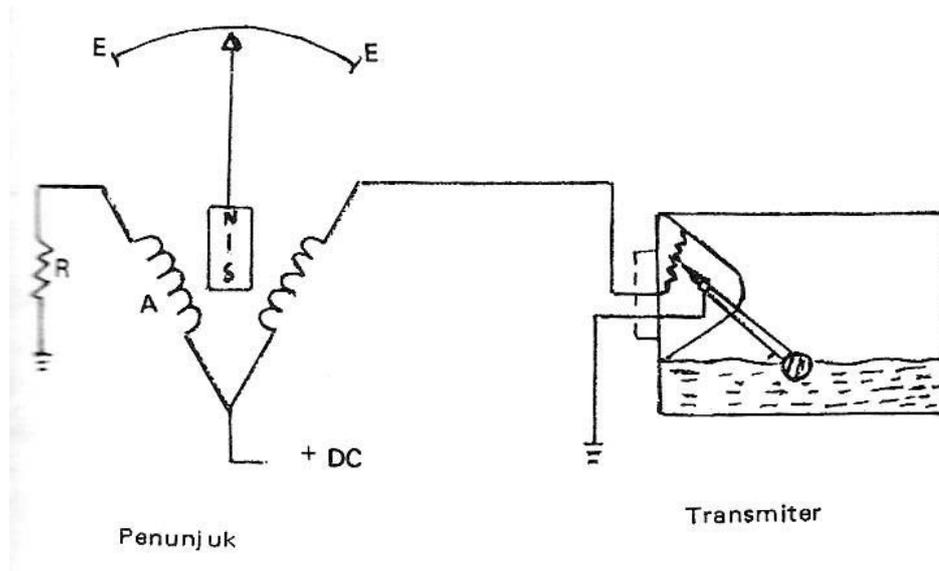
Pada keadaan kosong maka harga tahanan transmitter lebih besar dari tahanan R, arus listrik melalui coil A lebih besar, sehingga pointer bergerak ke arah E (Empty).

Dalam keadaan setengah penuh, harga tahanan transmitter sama besar dengan R, sehingga arus listrik pada kedua coil mengalir sama besar, medan magnet yang timbul juga sama besar dan akibatnya posisi pointer berada di tengah-tengah. Apabila tank diisi penuh, maka harga tahanan transmitter lebih kecil dari R, atus listrik yang mengalir melalui coil B lebih besar dan medan magnet yang timbul juga menjadi lebih besar, akibatnya pointer bergerak ke arah F. (Full). Untuk skala penunjukan pada indikator bisa berupa Empty (E) dan Full (F) dan satuan volume (gallon atau liter).

Kerugian-kerugian dari sistem ini adalah

a) Tank transmitter mempunyai komponen-komponen bergerak, hal ini dapat menyebabkan bahaya, khususnya kontak antara transmitter arm dan resistor yang dialiri arus listrik (bahaya percikan bunga api).

b) Penunjukan tidak tepat dengan perubahan posisi (altitude) dari pesawat.

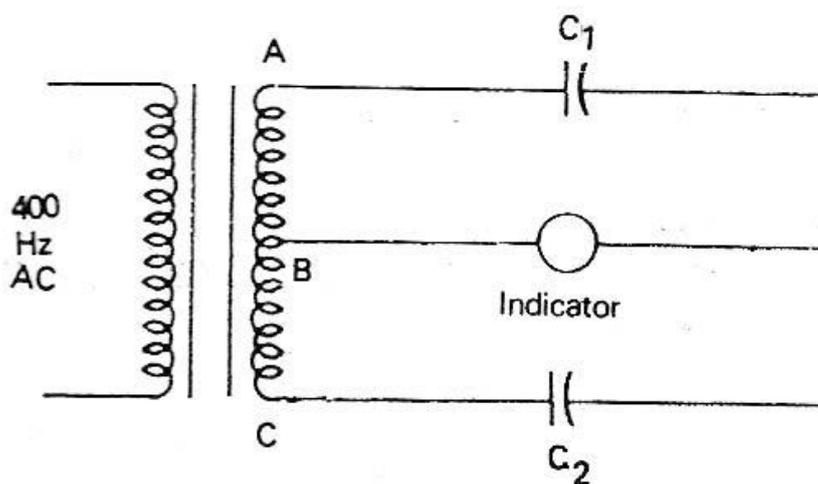
c) Ekspansi bahan bakar di dalam tank akibat pertambahan temperatur menjadikan penunjukan dari indikator bertambah yang sebenarnya tidak bertambah

Gambar 51

11.3. Capacitor Fuel Quantity Indicator.

Penggunaan pelampung di atas permukaan bahan bakar di dalam tank hanya mengukur volumenya saja, sedangkan tenaga dari engine akan

tergantung, pada jumlah massa (berat) bahan bakar yang dipergunakan dengan demikian penunjukan jumlah bahan bakar di dalam tank lebih baik dalain satuan berat. Disamping hubungan berat dengan tenaga, satuan berat dari bahan bakar ini juga dapat

memberikan gambaran langsung dengan berat keseluruhan (gross weight) dari pesawat. Dalam evolusi pengukuran jumlah bahan bakar, capacitance bridge sistem (sistem jembatan kapasitansi) telah dikembangkan yang mana mempunyai keuntungan-keuntungan seperti : pengukuran bahan bakar dalam satuan berat, keseluruhan unit-unit dari tank tidak rumit, tidak mempunyai komponen-komponen yangg bergerak kecuali servomotor pada indikator, mempunyai kemampuan yang tinggi dan dapat diperlengkapi dengan alat-alat test pada bagian dalam.

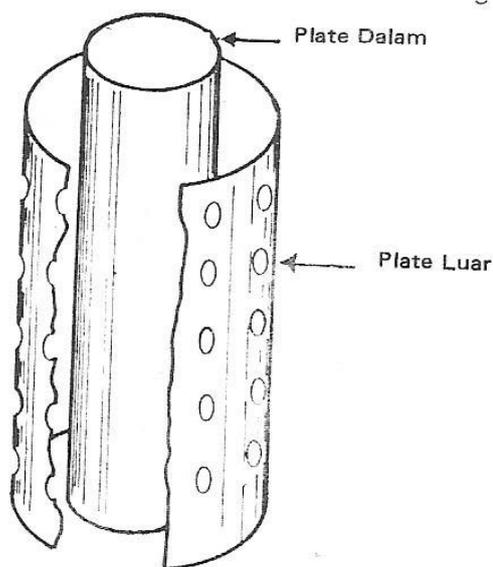
Pada prinsipnya capasitance bridge adalah sebuah balanced circuit (Rangkaian, keseimbangan), terdiri dari dua bagian : Inductor A-B, Capasitor C $_1$, dan indikator; dan inductor B-C, Capasitor C_2, dan indikator (Gambar 52).

Gambar 52. Basic Capasitance Bridge

Apabila harga dari kedua inductor dan kedua capasitor sama besar, maka jembatan tersebut dalam keadaan seimbang (balanced), karena phase dari kedua rangkaian ini adalah 180 derajat satu sama lain, akibatnya tidak akan ada arus listrik yang mengalir melalui indikator. Kapasitas dari suatu capacitor tergantung pada

1. Luas permukaan dari plat capacitor.

2. Jarak antara kedua plat.

3. Besarnya dielectric constan (dielektrik konstanta) dari media pemisah kedua plat tersebut.

Kapacitor ini yang dipakai untuk pengukuran jumlah bahan bakar dibuat dari dua buah plat atau lebih yang dibentuk melingkar berbentuk silinder (disebut dengan sensing probe) di mana plat bagian luar berlubang-lubang sehingga bahan bakar diantara kedua plat dan di luar lingkaran saling berhubungan (gambar 53).

Gambar 53. Sensing Probe

Luas permukaan dari plat dan jarak antara kedua plat tersebut adalah tetap, jadi hanya dielektrik konstanta yang dapat berubah.

Udara adalah sebagai dielektrik pemisah apabila tank dalam keadaan kosong, dimana konstanta-nya satu, dan bahan bakar dengan konstanta kira-kira dua sebagai dielektrik pemisah kalau

tank penuh. Apabila tank terisi penuh, probe akan mempunyai kapasitansi yang jauh lebilr besar dari pada waktu tank dalam keadaan kosong, dan pada setiap keadaan dari isi tank antara penuh dan kosong akan memberikan suatu perubahan kapasitansi yang bertautan.

Gambar 54, adalah rangkaian yang komplit dari suatu capacitor fuel quantity system.

Apabila kapasitas dari probe berubah karena perubahan permukaan bahan bakar, amplifier akan menerima signal

(tanda) bahwa jembatan tidak seimbang. Amplifier akan memperbesar signal tersebut, yaitu untuk memberikan energi listrik yang cukup pada satu gulungan (variable phase winding) dari serve motor dua phase pada indikator dan gulungan satunya lagi yang disebut dengarr fixed phase winding mendapat arus listrik yang selalu konstan pada transformer dari rangkaian jembatan, akan tetapi phase-nya dipindahkan 90^0 dengan menggunakan capacitor dihubungkan seri.

Sebagai hasil dari susunan di atas, motor dari indikator menjadi sensitif terhadap perubahan phase (phase sensitive), dan menjadikan motor ini dapat berputar bolak balik tergantung dari apakah capacitance probe bertambah atau berkurang.

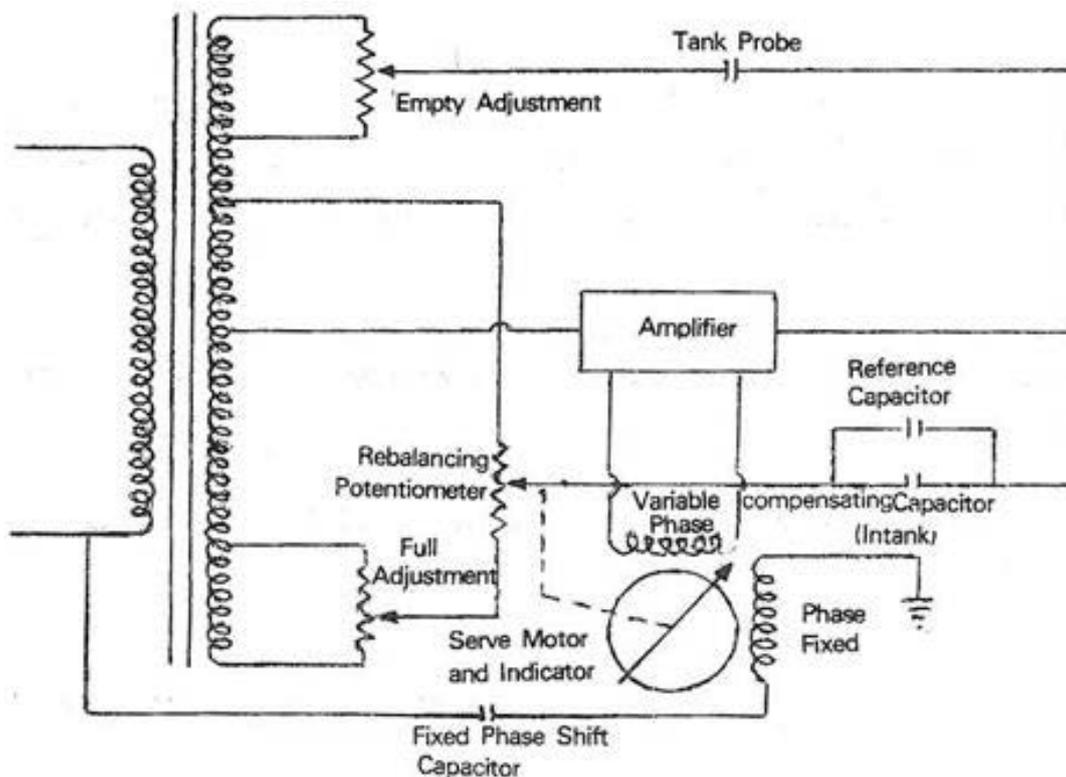
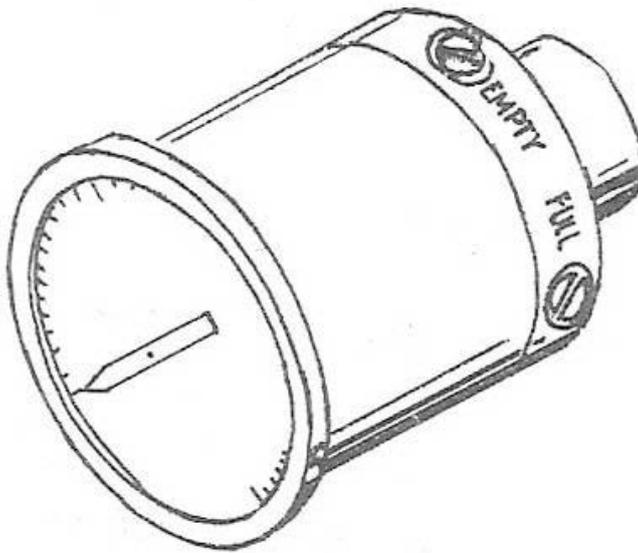
Servo motor ini tidak hanya memutar pointer, melainkan juga menggerakkan Rebalancing potentiometer agar supaya pointer berhenti menunjuk pada posisi yang tepat setelah jembatan seimbang.

Untuk mendapat penunjukan yang tepat, indicator ini perlu dikalibrasi yaitu dengan menggunakan empty adjustment dan full adjustment.

Kedua adjustment ini ada di luar rumah instrumen dan dapat dilaksanakan penyetelan dengan menggunakan obeng (gambar 54).

Cara penyetelan

Pertama, tank dikosongkan, kemudian empty adjustmen potentiometer digerakkan hingga indicator menunjuk pada posisi Empty.

Kedua,Tank diisi penuh, kemudian full adjustment potentiometer digerakkan huiggga indicator menunjuk pada posisi Full.

Gambar 54. Rangkaian Lengkap Fuel Quantity System

Gambar 55. *Fuel Quantity Indicator*

12. FUEL FLOW INDICATOR (FUEL FLOWMETER)

Fuel flowmeter dipergunakan untuk menunjukkan pemakaian bahan bakar selama engine bekerja dalam satuan lbs/jam atau Kg/jam. Instrumen ini pada umumnya dipergunakan pada pesawat-pesawat multi-engine yang besar, akan tetapi pada pesawat-pesawat kecil juga kadang-kadang dapat kita jumpai.

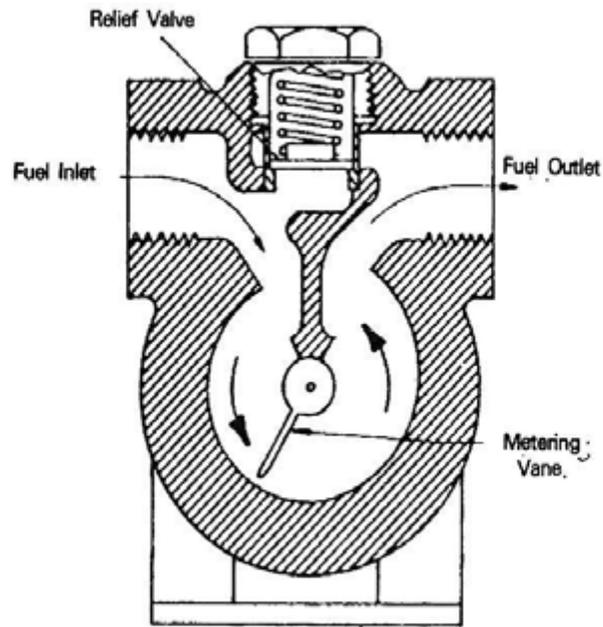
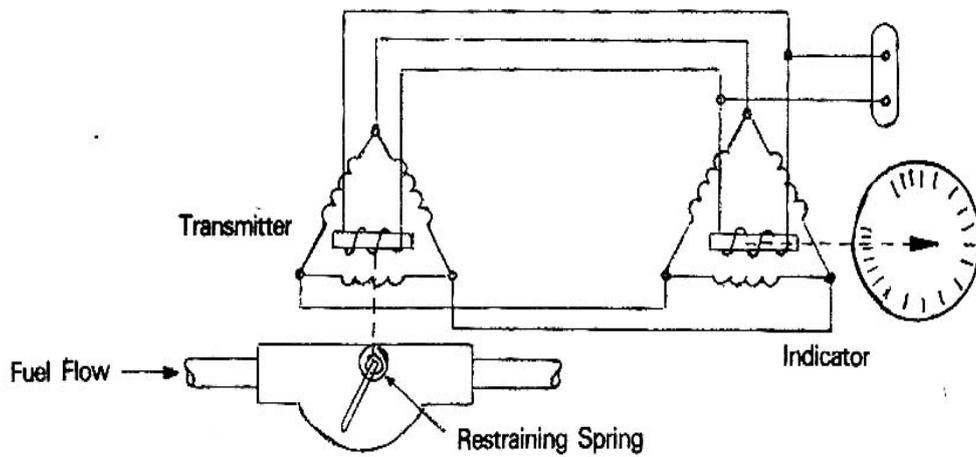
Suatu typical fuel lowmeter yang dipergunakan pada piston engine terdiri dari sebuah flowreter transmitter dan sebuah indikator. Transmitter ini biasanya dihubungkan dengan saluran bahan bakar yang keluar dari karburator menuju fuel feed valve atau discharge nozzle. Indikatornya di tempatkan pada panel instrumen yang dihubungkan secara elektrikal dengan transmitter.

Gambar 56, menunjukkan potongan suatu jenis transmitter. Bahan bakar masuk melalui fuel inlet yang diarahkan pada matering vane,

akan mengakibatkan vane bergerak berputar (swing) pada porosnya. Dengan digerakkannya vane dari posisi menutup oleh tekanan aliran bahan bakar, clearance (celah) antara vane dan dinding ruangan menjadi bertambah besar. Gambar skema yang sudah disederhanakan dari suatu tipe fuel flowemeter terlihat seperti pada gambar 57. Metering vane pada transmitter bergerak melawan spring (biasanya berupa hair, spring).

Apabila gaya yang timbul akibat aliran bahan bakar sama besar dengan tensi dari spring, maka vane akan terhenti bergerak. vane dihubungkan secara magnetik, terhadap rotor dari transmitter.

Dengan berubahnya posisi vane akan mengakibatkan perubahan posisi rotor yang, dialiri arus listrik di dalam stator yang berupa coil dihubungkan segitiga. Pada stator akan timbul signal yang kemudian dikirimkan ke stator dari indikalor, sehingga rotor dari indikator akan bergerak sebesar gerakan rotor transmitter dan apabila sudah sama akan berhenti pada posisi tersebut.

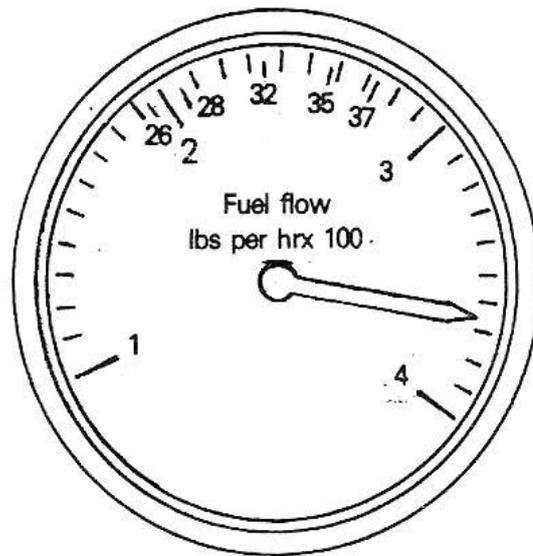
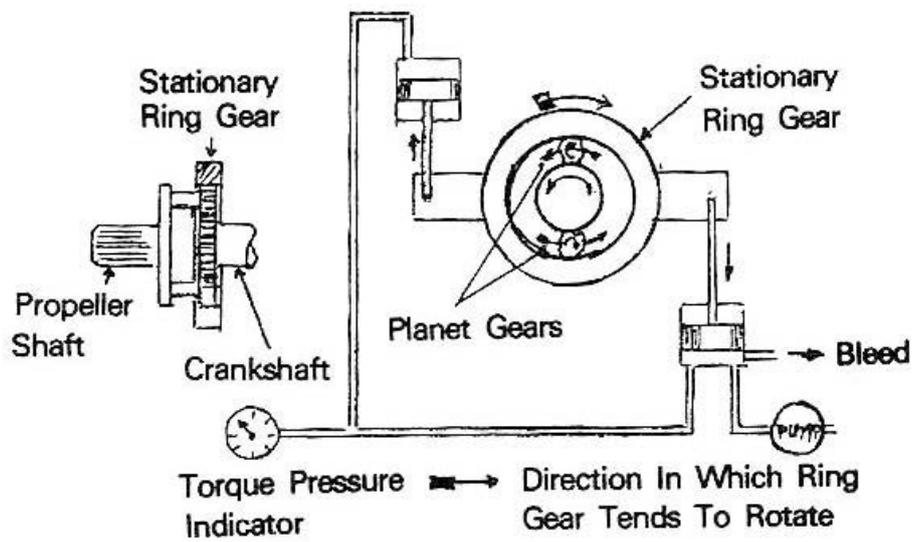
Rotor dari indikator ini dipergunakan untuk menggerakkan pointer dan memberikan penunjukan pada skala yang sudah dikalibrasikan menjadi jumlah bahan bakar yang mengalir setiap jam. (gambar 56).

Gambar 56. Vane Type Transmitter

Gambar 57. Rangkaian *Fuel Flowmeter.*

13. TORQUEMETER INDICATOR

Indikator ini dipergunakan untuk mengetahui tenaga dari suatu engine dengan cara mengukur tekanan yang timbulkan oleh torquemeter system. Torquemeter sistem adalah bagian dari engine itu sendiri yang biasanya terdapat di dalam reduction gear assembly diantara crankshaft (Poros engkol) dan poros propellershaft.(poros baling-baling).

Konstruksi dari sistem ini tergantung dari jenis engine, akan tetapi kerjanya berdasarkan prinsip yang sama, yaitu tendensi berputar beberapa bagian dari reduction gear dilawan (ditahan) oleh piston pada silinder hidrolis (hydraulic cylinder) yang ditempatkan pada rumah gear seperti terlihat pada gambar 58.Oli dari engine oil system dialirkan ke dalam silinder melalui sebuah pompa torquemeter yang khusus dan menyerap

(absorb) beban yang disebabkan gerakan piston.

Oli di dalam silinder menghasilkan tekanan yang sebanding dengan beban atau torque yang ditimbulkan oleh engine, dan tekanan ini dipindahkan ke suatu torque pressure indicator yang terdapat di panel instrumen. Setiap penambahan power dari engine akan mengakibatkan torque bertambah; dengan demikian beban pada piston bertambah dan piston bergerak menutup lobang bleed. Dengan semakin menutupnya lobang bleed, maka tekanan oli di dalam silinder bertambah dan penunjukan pada indikator bertambah. Apabila beban atau torque tersebut sudah seimbang dengan tekanan oli maka piston berhenti bergerak dan gerakan pointer juga berherti pada posisi terakhir ini.

Gambar 58 *Fuel Flow Indicator*

Gambar 59 *Torquemeter System*